



Universidade do Minho
Escola de Engenharia

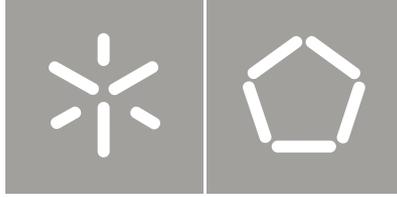
José Carlos Silva Vieira

Plataforma Móvel Aérea QuadRotor

José Carlos Silva Vieira | Plataforma Móvel Aérea QuadRotor

UMinho | 2011

outubro de 2011



Universidade do Minho
Escola de Engenharia

José Carlos Silva Vieira

Plataforma Móvel Aérea QuadRotor

Dissertação de Mestrado
Ciclo de Estudos Integrados Conducentes ao
Grau de Mestre em Engenharia Eletrónica Industrial e Computadores

Trabalho efetuado sob a orientação do
Professor Doutor Agostinho Gil Lopes

Resumo

As Plataformas Aéreas Móveis têm vindo a evoluir progressivamente mostrando-se ferramentas importantes nas mais diversas aplicações. Estes veículos podem ser utilizados em vigilância, no combate a banditismo, na prevenção de fogos florestais, na observação de fenómenos meteorológicos e em especial em ambientes inóspitos de difícil acesso ao homem, protegendo o ser humano e simplificando o seu trabalho.

Esta dissertação consiste no estudo e desenvolvimento de uma plataforma aérea não tripulada de aterragem e descolagem vertical, denominada *QuadRotor*. O principal objectivo é a obtenção da estabilidade de forma autónoma, atendendo a um tempo de voo considerado razoável.

Neste documento serão apresentados e explicados os componentes de hardware utilizados para a concepção deste veículo. São utilizados motores *Brushless DC*, *electronic speed controllers*, acelerómetro, giroscópio e bússola. A unidade central de processamento utilizado é o Arduino Mega.

A dinâmica do *QuadRotor* é descrita, assim como os filtros utilizados, nomeadamente o “*Attitude and Heading Reference Systems*” e a utilização de Quaterniões. São ainda apresentados os métodos utilizados para a obtenção dos ganhos do controlador PID utilizado pelo sistema, assim como os seus fundamentos teóricos.

No final serão descritos os testes realizados e os resultados experimentais que contribuíram para o funcionamento da plataforma, seguindo-se das conclusões mais pertinentes.

Palavras-chave

QuadRotor, UAV, PID, *Brushless*, *Electronic speed controller*, Arduino, fusão sensorial

Abstract

Mobile Aerial Platforms have been evolving gradually showing up as important tools in several applications. These vehicles may be used in surveillance, to combat banditry, in the forest fires prevention, in observing weather phenomena and especially in inhospitable environments inaccessible to humans, protecting him and simplifying his work.

This Master thesis consists in study and development of an Unmanned Aerial Vehicles with vertical takeoff and landing called *QuadRotor*. The main goal is to achieve the stability autonomously, attending to a flight time considered reasonable.

In this document will be shown and explained the hardware components used in the design of this vehicle. The brushless DC motors are used in this work and to control them electronic speed controllers were used. Accelerometers, gyroscope and a digital compass are also used to attain stability. The central process unit is the Arduino Mega.

The QuadRotor Dynamics is described as well as the filters implemented, particularly the Attitude and Heading Reference Systems and the quaternion representation. The methods used to obtain the gains of the PID controller used by the system as well the theoretical background are also presented.

At the end the tests performed and the experimental results that contributed to the operation of the platform are described followed by the conclusions.

Keywords

QuadRotor, UAV, PID, Brushless, Electronic speed controller, Arduino, Sensor fusion

Agradecimentos

Agradeço aos meus pais pelos valores, amor, suporte e confiança que sempre me prestaram, apesar de todos os sacrifícios, contribuindo para o meu sucesso académico e pessoal. Agradeço também à minha irmã pelos conselhos e exemplo que sempre representou. Estou de igual forma agradecido à minha namorada por todo o apoio, compreensão e incentivo durante este percurso.

Quero expressar os meus sinceros agradecimentos ao meu orientador Gil Lopes, por toda a disponibilidade, apoio prestado e incentivo durante esta dissertação.

É também importante agradecer ao professor Fernando Ribeiro por todo o suporte, apoio e dedicação, proporcionando um excelente grupo de trabalho.

Por fim agradeço a todos os meus colegas de trabalho pelo companheirismo e ajuda prestada em todo este percurso, e aos professores do DEI que contribuíram para a minha formação.

Índice

Resumo.....	i
Abstract	iii
Agradecimentos	v
Índice.....	vii
Índice de Figuras.....	xi
Índice de Tabelas	xiii
Acrónimos	xv
1 Introdução.....	1
1.1 Objectivos e Motivação	1
1.2 Organização da dissertação	2
2 Revisão Bibliográfica.....	3
2.1 História.....	3
2.2 <i>QuadRotor</i> na Actualidade.....	5
2.2.1 <i>Parrot AR Drone</i>	5
2.2.2 <i>Dranganflyer Innovations Inc</i>	6
2.2.3 <i>Draganflyer X4 Helicopter</i>	6
2.2.4 <i>Draganflyer X8 Helicopter</i>	7
2.2.5 <i>X-4 Flyer Mark II</i>	8
2.2.6 <i>OS4-Omnidirectional Stationary Flying Outstretched Robot</i>	9
2.2.7 <i>STARMAC</i>	10
2.2.8 GRASP LAB construção de estruturas cúbicas	11
2.2.9 <i>ETH Flying Machine Arena</i>	12
2.3 Aplicações	13
3 <i>QuadRotor</i>	15
3.1 Requisitos.....	15
3.2 Estrutura	16
3.3 Motores <i>BLDC</i>	18

3.4	<i>Electronic Speed controller</i>	20
3.5	Hélices.....	23
3.6	Arduino	24
3.6.1	Arduino <i>Shields</i>	25
3.6.2	Arduino MEGA	26
3.7	Bateria	27
3.7.1	Monitor de bateria.....	28
3.8	Sensores.....	28
3.8.1	Acelerómetro	28
3.8.2	Giroscópio	31
3.8.3	Magnetómetros	33
3.8.4	Sensores Inerciais utilizados	34
3.8.5	Sonar	36
4	Modelação do Sistema	39
4.1	Dinâmica do <i>QuadRotor</i>	39
4.2	Fusão sensorial	42
4.2.1	Inclinação usando acelerómetro	42
4.2.2	Fusão de Acelerómetro e giroscópio	45
4.2.3	Fusão Bússola digital e acelerómetro	47
4.2.4	Filtro de Orientação e Atitude	49
4.2.5	Quaterniões.....	49
4.2.6	Compensação da distorção magnética	51
4.2.7	Orientação através da aceleração angular	51
4.2.8	Orientação por observação vectorial e compensação do giroscópio	52
4.2.9	Diagrama de blocos do filtro	54
4.3	Controlo do Sistema.....	56
4.3.1	Regra de Ziegler-Nichols	57
4.3.2	Ajuste de parâmetros manualmente.....	58

5	Implementação e Resultados	61
5.1	Actuação e impulsão dos motores e hélices	62
5.1.1	Actuação dos motores	63
5.1.2	Características dos motores	64
5.2	Placa de Circuito Impresso	65
5.3	Controlo e estabilidade	67
5.3.1	Cálculo dos parâmetros <i>PID</i> pelo método de Ziegler-Nichols	68
5.3.2	Estabilidade 2 Motores	69
5.4	Fusão sensorial e filtros	72
5.5	Peso e Autonomia	73
6	Discussão de resultados	77
7	Conclusões e Trabalho Futuro	79
7.1	Trabalho futuro	79
	Bibliografia	81

Índice de Figuras

Figura 1 - Modelo 3D do primeiro <i>QuadRotor</i> Bréguet-Richet Gyroplane No. 1 [5].....	3
Figura 2 - Planos do <i>Oemichen</i> No.2 [4].....	4
Figura 3 - <i>Oemichen</i> No.2 [4]	4
Figura 4 - <i>Flying Octopus</i> [3].....	5
Figura 5 - <i>Parrot AR Drone</i> [6].....	6
Figura 6 – <i>Draganflyer</i> X4 [10]	7
Figura 7 – <i>Draganflyer</i> X8 [11]	8
Figura 8 - X-4 <i>Flyer Mark</i> [12].....	8
Figura 9 - OS4 [16]	9
Figura 10 - Estrutura de controlo OS4 [16].....	9
Figura 11 - <i>Starmac</i> [18].....	10
Figura 12 - Visão Geral do Sistema de <i>hardware Starmac</i> [17].....	10
Figura 13 – Garra e Partes da estrutura [21].....	11
Figura 14 - Processo de construção [21].....	11
Figura 15 – <i>QuadRotor ETH Flying Machine Arena</i> [24]	12
Figura 16 - Diagrama de Blocos do Sistema	16
Figura 17 – Estrutura de teste.....	17
Figura 18 – Estrutura Final	17
Figura 19 – (A) Esquema <i>BLDC inrunner</i> · (B) Esquema <i>BLDC outrunner</i> [26].....	18
Figura 20 – Comutação das Bobinas [28].....	19
Figura 21 - Motor <i>BLDC</i> 880KV	20
Figura 22 – Diagrama de controlo de um <i>ESC</i> [27].....	21
Figura 23 – Combinações possíveis para a mudança de fase [27].....	21
Figura 24 - Esquema do princípio de comutação das bobinas [26].....	22
Figura 25 - <i>ESC Series SS 60/70 Hobbyking</i>	22
Figura 26 - Hélices 10x4.5”	23
Figura 27 – Arduino <i>IDE</i>	24
Figura 28 – IDE do ambiente gráfico arduino.....	25
Figura 29 - Arduino <i>Shield</i>	25
Figura 30 - Arduino Mega [36]	27
Figura 31 – Bateria <i>Turnigy</i>	27
Figura 32 – Monitor de bateria com besouro	28
Figura 33 – Simulação de um Acelerómetro	30
Figura 34 - Simulação de Acelerómetro sem Força Gravitica.....	30
Figura 35 - Simulação de acelerómetro com Força Gravitica	31
Figura 36 - Giroscópio mecânico de <i>Foucault</i> [41].....	32
Figura 37 – Simulação de um Giroscópio.....	32
Figura 38 – Campo Magnético Aplicado ao Sensor [48].....	33
Figura 39 - Ponte de Wheatstone [48]	34
Figura 40 - IMU Digital Combo Board [49]	34

Figura 41 - Bússola digital HMC5883L.....	36
Figura 42 - Sonar SRF08 [51].....	36
Figura 43 – Princípio de Funcionamento.....	39
Figura 44 – Movimentos verticais.....	40
Figura 45 – Movimento Yaw.....	40
Figura 46 – Movimento Pitch.....	41
Figura 47 – Movimento Roll.....	41
Figura 48 – Inclinação utilizando acelerómetro de 1 eixo.....	43
Figura 49 – Inclinação utilizando acelerómetro de 3 eixo.....	44
Figura 50 – <i>Pitch</i> 0 a 360° [55].....	44
Figura 51 – Projecção dos ângulos da Fusão entre giroscópio e acelerómetro [43].....	46
Figura 52 – Cálculo de Heading [56].....	48
Figura 53 – Dispositivo Bússola e acelerómetro inclinado [56].....	48
Figura 54 - Rotação de A para B em relação a A_r [58].....	50
Figura 55 – Diagrama de blocos do Filtro <i>AHRS</i>	54
Figura 56 - Diagrama de blocos em malha fechada.....	57
Figura 57 – Oscilação linear [61].....	58
Figura 58 - QuadRotor desenvolvido.....	61
Figura 59 – Fluxogramas do <i>QuadRotor</i>	62
Figura 60 – Teste dos motores.....	62
Figura 61 – Corrente Vs Impulsão.....	65
Figura 62 – Esquema eléctrico da placa de controlo.....	66
Figura 63 – Desenho da PCB da placa de controlo.....	66
Figura 64 – Plataforma de testes.....	67
Figura 65 – Teste de estabilidade de 1 e 2 motores.....	67
Figura 66 - Oscilação $K_c=0.33$ e $P_c=1.6$ Estrutura de teste.....	68
Figura 67 - Oscilação $K_c=0.25$ e $P_c=1.5$ Estrutura de Final.....	68
Figura 68 – Estrutura de teste: Ângulo/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols.....	69
Figura 69- Estrutura de teste: PWM/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols.....	70
Figura 70 - Estrutura de Final: Ângulo/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols.....	70
Figura 71 - Estrutura de Final: <i>PWM</i> /Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols.....	70
Figura 72 - Estrutura de teste: Ângulo/Tempo ganhos ajustados manualmente.....	71
Figura 73 - Estrutura de teste: <i>PWM</i> /Tempo ganhos ajustados manualmente.....	71
Figura 74 - Estrutura Final: Ângulo/Tempo ganhos ajustados manualmente.....	72
Figura 75 - Estrutura Final: <i>PWM</i> /Tempo ganhos ajustados manualmente.....	72
Figura 76 – Leitura do Sensor imóvel.....	73
Figura 77 – Atitude <i>c/s</i> Filtro.....	73
Figura 78 – Simulação com peso de 1338 g.....	74
Figura 79 – Simulação com peso de 1838 g.....	75
Figura 80 – Gráfico do motor obtido pelo simulador.....	75

Índice de Tabelas

Tabela 1 - Áreas de Aplicação dos <i>QuadRotors</i> , (Adaptado de [9] e [25]).....	13
Tabela 2 - Comparação de motores <i>BLDC</i> [31]	19
Tabela 3 – Características <i>ESC Series SS 60/70 Hobbyking</i>	22
Tabela 4 – Arduino Mega [36].....	26
Tabela 5 – Especificações <i>SRF08</i>	37
Tabela 6 – Resumo das rotações dos motores e seu movimento	42
Tabela 7 - Método de Ziegler-Nichols em malha fechada	58
Tabela 8 - Comportamento dos parâmetros <i>PID</i>	59
Tabela 9 – Impulsão do conjunto Motores/Hélices bateria 4S	63
Tabela 10 - Resultados obtidos pelo motor	64
Tabela 11 – Pesos	74

Acrónimos

AHRS (Attitude and Heading Reference Systems)

BLDC (Brushless Direct Current)

BEMF (Back electromotive force)

EMI (Electromagnetic interference)

ESC (Electronic speed controller)

GPS (Global Positioning System)

HTA (Heavier-than-air)

I2C (Inter-Integrated Circuit)

IMU (Inertial Measurement Unit)

LAR (Laboratório de Automação e Robótica)

LiPO (Lithium-Polymer)

LQ (Linear Quadratic)

MARG (Magnetic, Angular Rate and Gravity)

MEMS (Micro Electro-Mechanical Systems)

PCB (Printed Circuit Board)

PID (Proportional-integral-derivative)

PWM (Pulse Width Modulation)

RF (Radio Frequency)

SISO (Single-Input-Single-Output)

UAVs (Unmanned Aerial Vehicles)

VTOL (Vertical Take-Off and Landing)

1 Introdução

Os *Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)* são veículos não tripulados, que podem ser divididos em duas categorias, asas fixas (*Fixed wings*) e asas rotativas (*Rotary wings*). Veículos *UAVs* de asas rotativas possuem algumas características que proporcionam uma clara vantagem em relação a outros tipos de veículos [1], ultrapassando a capacidade de outras soluções aéreas tal como o aeroplano ou avião, ou mesmo de alguns modelos de helicópteros convencionais. Algumas dessas características são a descolagem e a aterragem vertical, *Vertical Take-Off and Landing (VTOL)*, a capacidade de se manter em suspensão e imóvel numa determinada localização por longos períodos, assim como, a facilidade de descolar e aterrar em espaços limitados e, a capacidade de pairar e voar a baixas velocidades.

Estas Plataformas Aéreas Móveis têm demonstrado, cada vez mais, uma grande utilidade para os meios de vigilância, tanto ao banditismo, como à prevenção de fogos florestais, na observação de fenómenos meteorológicos e em especial em ambientes inóspitos de difícil acesso ao homem, entre outras aplicações.

Existem versões de 2, 3, 4, 6 e 8 motores, sendo que, quanto maior o número de motores melhor a manobrabilidade e estabilidade dinâmica aérea. No geral estas plataformas são remotamente controladas, mas têm sido feitos esforços para torná-las semi-autónomas ou completamente autónomas.

1.1 Objectivos e Motivação

Este projecto tem como objectivo o desenvolvimento de uma plataforma móvel aérea *QuadRotor*, onde se deverá efectuar o controlo de 4 motores com hélices de propulsão. Existem várias designações para estes veículos, no decorrer deste documento o nome utilizado será *QuadRotor*. Sendo este um projecto ambicioso pela multiplicidade de áreas abrangidas e a necessidade exploratória de metodologias até então não utilizadas, foi um dos principais factores motivacionais para o desenvolvimento desta dissertação.

O sistema deverá ser capaz de se estabilizar independentemente da altura ou direcção. A estrutura poderá ser mais rudimentar numa fase inicial do projecto, podendo avançar para materiais compósitos tal como, a fibra de carbono quando assim for

necessário. O desenvolvimento da estrutura, a motorização, acomodação das baterias e controlo dos motores são os elementos que se pretende desenvolver. Os motores/hélices estarão dispostos nos extremos dos eixos do *QuadRotor*, os quais fazem um ângulo de 90° entre si e deverão possuir impulsão suficiente para, descontando o peso da plataforma sem carga, transportar até 500 g de carga útil.

Será ainda fundamental um estudo prévio para escolher os componentes mais adequados a utilizar no sistema, assim como, as suas leis de controlo e filtros partindo de estudos realizados sobre a modelação e comportamentos de sistemas de fusão sensorial.

1.2 Organização da dissertação

No primeiro capítulo é feita uma breve introdução ao tema da presente dissertação, os objectivos propostos para a sua elaboração e também a organização deste documento.

No segundo capítulo apresenta-se a revisão bibliográfica. Através de um trabalho de pesquisa é feita uma breve referência à história do *QuadRotor*, assim como o seu desenvolvimento e as aplicações mais comuns na actualidade.

No terceiro capítulo é descrito o *QuadRotor*. Neste capítulo, são enunciados os requisitos do sistema assim como, os fundamentos teóricos e *hardware* utilizado no sistema e subsistemas constituintes.

No quarto capítulo é apresentada a modelação do sistema, focando a dinâmica do *QuadRotor*, a fusão sensorial, os filtros e o seu método de controlo.

No quinto capítulo são expostas e analisadas as implementações e resultados obtidos pelo sistema e subsistemas.

No sexto capítulo são discutidos os resultados obtidos no decorrer da realização desta dissertação.

No ultimo capítulo são apresentadas as conclusões e por fim proposto o trabalho futuro.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 História

O primeiro *QuadRotor* surge no início do século XX, depois da tentativa fracassada do professor e cientista francês Charles Richet de construir um helicóptero não tripulado. No entanto em 1906, inspirado pelo seu professor, um dos alunos de Richet, Louis Bréguete juntamente com o seu irmão Jacques, decidiram começar a construir o primeiro *QuadRotor* com a orientação de Richet [2] [3].

Em 1907, os irmãos terminaram então o primeiro *QuadRotor*, ao qual chamaram *Bréguet-Richet Gyroplane No. 1*, ilustrado na Figura 1. Equipado com motor único de 40/45 HP (30/34 kW), a sua estrutura possuía um peso de 578 kg, incluído o peso de 2 tripulantes, em cada canto tinha um propulsor de cerca de 8.1 m e o controlo dos 4 propulsores era realizado através de uma alavanca mecânica. Consta-se que esta aeronave era muito instável e de difícil condução, conseguindo atingir uma altura máxima de 1,5 m. Apesar de não ter obtido o sucesso pretendido, ainda hoje é utilizado o mesmo princípio de funcionamento de pares de propulsores a rodar em sentidos opostos [2] [4] [5].

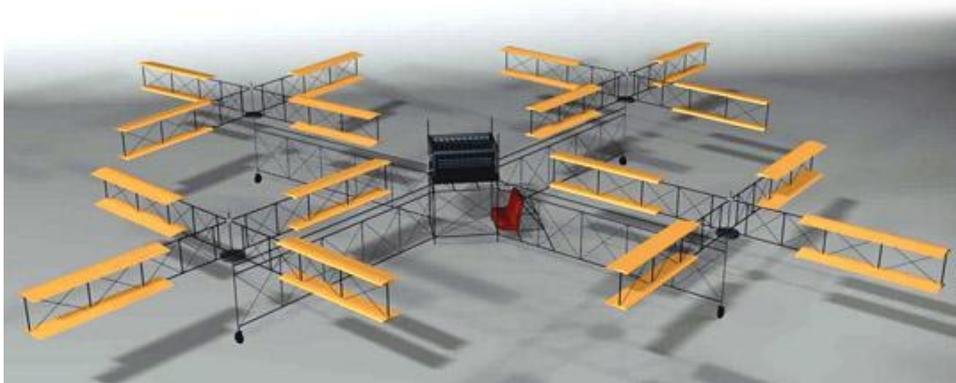


Figura 1 - Modelo 3D do primeiro *QuadRotor* Bréguet-Richet Gyroplane No. 1 [5]

Mais tarde em 1920, um jovem engenheiro da *Peugeot*, Etienne Oemichen, começou a fazer várias experiências com aeronaves de asas rotativas, depois de alguns insucessos, em 1922 surge então, o *QuadRotor Oemichen No.2* de 800 kg presente na Figura 2 e Figura 3. Com um motor de 180 HP (134 kW), contendo 4 propulsores e 8 pequenas hélices laterais, este *QuadRotor* possuía considerável grau de controlabilidade e estabilidade. Efectuando mais de mil ensaios, estabeleceu o primeiro recorde de

distância de asa rotativa ao voar 360 m, ganhando mais tarde um prémio por voar em circuito fechado durante 7 min e 40 s cerca de 1 km, sendo a sua velocidade média de 7.8 km/h. O Seu recorde máximo a voar foi de 14 min [3] [5].

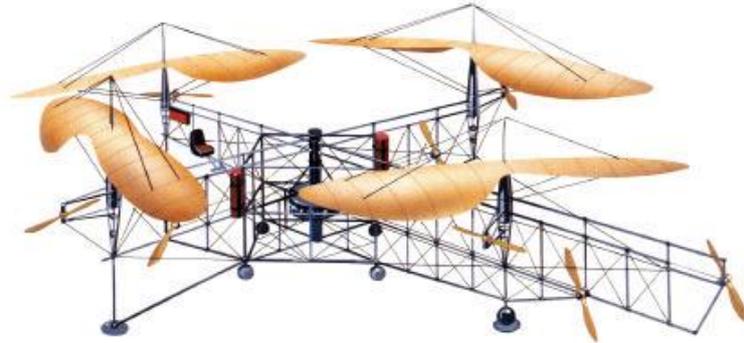


Figura 2 - Planos do *Oemichen* No.2 [4]

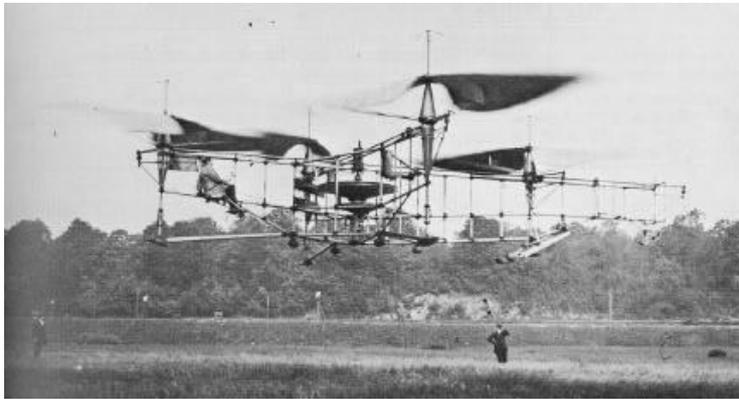


Figura 3 - *Oemichen* No.2 [4]

Em 1922, surge um dos maiores *QuadRotors* do Exército dos EUA, o *Flying Octopus* construído pelo russo Georges Bothezate, e que pode ser visto na Figura 4.

O *Flying Octopus* com o peso de 1678 kg e um motor de 220 HP (164 kW) possuía uma estrutura em X, com braços de 9 m e com 4 rotors de 8.1 m com 6 propulsores cada. Este *QuadRotor* fez cerca de 100 voos e mostrou-se bastante estável, no entanto, o exército exigiu que este atingisse os 100 m de altitude, no entanto, o máximo atingido foi de 5 m. O projecto foi cancelado devido à baixa potência, altos custos financeiros e a vários problemas de fiabilidade [3] [4].

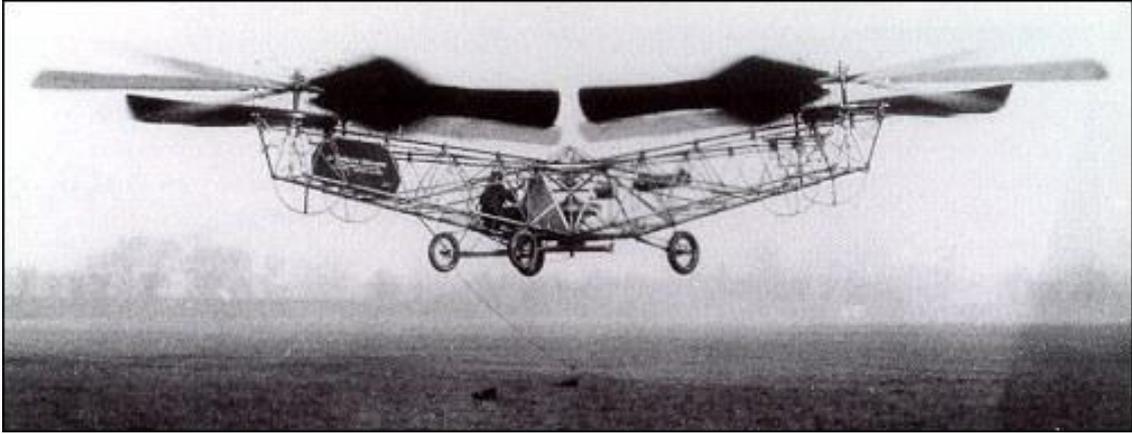


Figura 4 - *Flying Octopus* [3]

2.2 *QuadRotor* na Actualidade

Durante um longo período de tempo o tema *QuadRotors* deixou de ser tópico de exploração pois os resultados obtidos anteriormente não eram suficientemente bons. No entanto, nos últimos anos, devido aos progressos na tecnologia dos sensores actuadores e processamento de dados, houve um grande desenvolvimento nesta área de pesquisa. Várias Universidades, alunos e investigadores trabalharam arduamente de forma a poder apresentar as melhores e mais robustas técnicas de modelagem. Desde então foi testemunhada uma rápida e incrível evolução.

Actualmente, estas aeronaves não apresentam cabine de pilotagem e têm dimensões bastante reduzidas, assim como uma razoável autonomia de voo, o que permite uma grande controlabilidade até em espaços inóspitos.

Existe já no mercado algumas aeronaves a serem comercializadas, assim como vários laboratórios de investigação a realizarem experiências. No presente subcapítulo apresentam-se algumas destas investigações e trabalhos realizados nos últimos anos.

2.2.1 *Parrot AR Drone*

O *AR Drone*, Figura 5, é um dos mais populares *QuadRotors*, que surge em 2010 pela empresa *Parrot*, líder mundial em dispositivos sem fios para telemóveis. Com este dispositivo surge um conceito inovador, uma plataforma móvel voadora controlada por *WIFI* através do *touch-screen* de um *iPhone*, *iPod Touch* ou *iPad*, com controlo simples e intuitivo. Este dispositivo é equipado com uma câmara de vídeo frontal que permite ainda adicionar cenários de realidade aumentada, onde por exemplo o utilizador pode fingir armas de fogo e alvos e assim jogar com o seu *QuadRotor* [6] [7].

O ARM9 de 468 MHz é o processador utilizado no *AR Drone*, os sensores utilizados são o acelerómetro de 3 eixos, o giroscópio de 2 eixos e um giroscópio de precisão de 1 eixo (Yaw). Contém 4 Motores sem escovas, (3,500 RPM, potencia: 15 W), bateria de Lítio (3 células, 11.1 V, 1000 mAh). As suas dimensões e peso utilizado no modo *indoor* são 52,5 cm x 51,5 cm com um peso de 420 g, enquanto no modo *outdoor* são 45 cm x 29 cm, com um peso de 380 g. A velocidade máxima de voo é de 18 km/h (5 m/s), e a sua altura pode ser controlada de 10 cm até 6 m, com uma faixa operacional até 50 m e autonomia em voo de 12 min [8].



Figura 5 - Parrot AR Drone [6]

2.2.2 Dranganflyer Innovations Inc

Uma outra empresa que se dedica à construção e comércio de veículos remotamente controlados é a *Dranganflyer Innovations Inc* fundada em 1998, por Zenon e Christine Dragan. O seu protótipo *Dranganflyer* foi originalmente concebido como helicóptero de baixa manutenção que mais tarde evoluiu para uma plataforma equipada com uma câmara de vídeo, de forma a produzir imagens do seu voo. Desde então a *Dranganflyer Innovations* já lançou vários modelos *Dranganflyer*, que podem realizar varias operações, incluindo pesquisa e assistência de emergência, observação aérea e tática, entre outras. É ainda neste modelo que muitas Universidades e investigadores se baseiam para as suas pesquisas [9].

2.2.3 Dranganflyer X4 Helicopter

O *Dranganflyer X4 Helicopter*, Figura 6, é o mais acessível da gama. É considerada uma plataforma estável e fiável para obter fotos aéreas e de vídeo. Contém uma estrutura em X fabricada em fibra de carbono, nylon e alumínio. Mede 64.5 cm, com uma altura de 21 cm e peso de 680 g, tem a capacidade de transportar até 250 g. A

comunicação por rádio frequência (RF) é bidireccional com um débito de 250 Kbps, na banda dos 2.4 GHz e antenas omnidireccionais¹, enquanto a transmissão de vídeo é unidireccional na banda dos 5.8 GHz. Quanto aos sensores utiliza 3 acelerómetros, 3 giroscópios e 1 sensor de pressão barométrica [10].



Figura 6 – *Draganflyer X4* [10]

2.2.4 *Draganflyer X8 Helicopter*

O modelo X8, Figura 7, é o maior *UAV* da gama *Draganflyer*, e vem equipado com 8 motores ao contrário dos 4 motores habituais, o que permite transportar até 1 kg de carga. A sua estrutura em X de fibra de carbono, nylon e alumínio mede 87 cm, tem 32 cm de altura, é dobrável e de fácil transporte. Pesando 1,7 kg, este *UAV* tem autonomia de 20 min de voo.

As comunicações *RF* são bidireccionais com um débito de 250 Kbps na banda dos 2.4 GHz, com antenas omnidireccionais e a transmissão de vídeo é também bidireccional, 5.8 GHz, com antenas omnidireccionais.

Está ainda equipado com 11 Sensores, 3 acelerómetros, 3 giroscópios, 3 Magnetómetros, 1 sensor de pressão barométrica, 1 *Global Positioning System (GPS)* [11].

¹ Que tem as mesmas propriedades em todas as direcções.



Figura 7 – *Draganflyer X8* [11]

2.2.5 X-4 Flyer Mark II

Com o objectivo de projectar um *QuadRotor* prático, *Pounds* da *Australian National University*, desenvolveu o X-4 *Flyer Mark II*, Figura 8. Esta plataforma com uma robusta estrutura de 70 cm em fibra de carbono e alumínio pesa 4 kg e tem capacidade para transportar 1 kg, o que a torna bastante mais pesada que a grande maioria dos *QuadRotors* concorrentes. Foi introduzido um controlador linear *Single-Input-Single-Output (SISO)* implementado para controlo de atitude, com o objectivo de estabilizar o *Pitch* e o *Roll* [12]. O tipo de controlo adoptado é o controlo *Proportional-Integral-Derivative (PID)*, e a plataforma é caracterizada por possuir os rotores invertidos, sendo comprovados os seus benefícios através das simulações efectuadas em *MATLAB*, foi ainda concluído, que a sua condução deveria ser mais fácil se fosse efectuada através de um controlo remoto ou de um piloto automático [13].

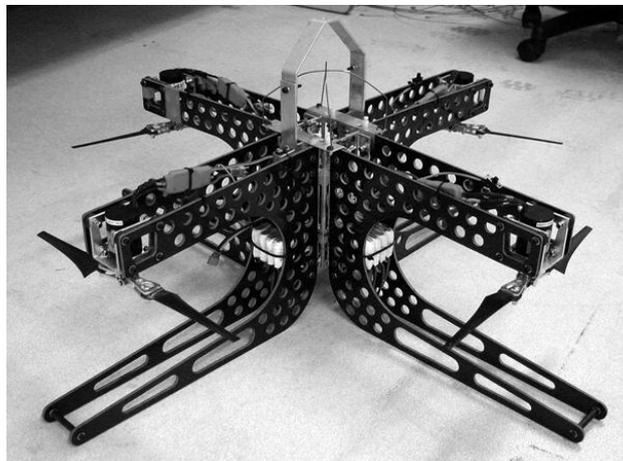


Figura 8 - X-4 *Flyer Mark* [12]

2.2.6 OS4-Omnidirectional Stationary Flying Outstretched Robot

O *QuadRotor* OS4, Figura 9, foi desenvolvido por Bouabdallah e a *EPFL* (*École Polytechnique Fédérale de Lausanne*), desde a concepção mecânica, passando pela modelação dinâmica até à detecção e controlo dos ângulos de orientação. Este tinha como objectivo um veículo *VTOL* com total autonomia em ambientes internos. OS4 é um veículo bastante eficiente no rácio entre a potência utilizada e a sua massa [14].

Mais tarde em 2007, Bouabdalla, utilizou como tema de doutoramento o controlo utilizado no OS4. Foram utilizadas várias abordagens tais como *PID* clássico, Controlo Óptimo *Linear Quadratic* (LQ), *Backstepping*, *Backstepping* com Integral, e descrevendo todas as vantagens e desvantagens dos diferentes controlos [15].



Figura 9 - OS4 [16]

O controlador *LQ* revelou-se problemático, devido à difícil tarefa de encontrar matrizes de peso para satisfazer o controlo de estabilidade. O autor chegou por fim à conclusão que a abordagem *Backstepping* com Integral era a técnica mais eficiente de controlo. Na Figura 10, pode-se observar a sua estrutura de controlo, utilizando *Backstepping* com integral para controlo de atitude, altitude e posição, e controlo PI para a velocidade do motor [16].

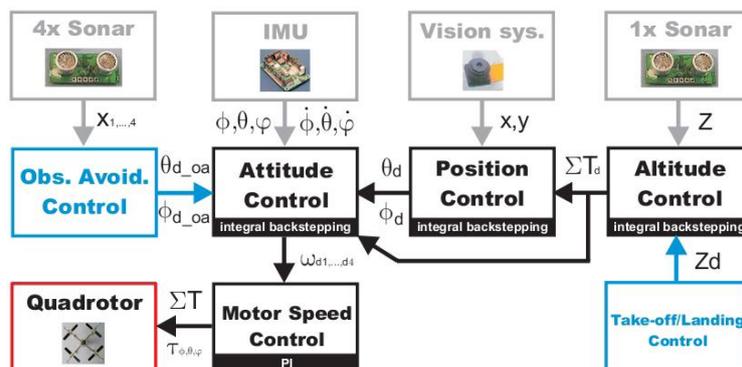


Figura 10 - Estrutura de controlo OS4 [16]

2.2.7 STARMAC

Este veículo começou a ser desenvolvido em 2003, pelo Departamento de Aeronáutica da Universidade de Stanford e pelo Departamento de Ciências Computacionais da Universidade de Berkeley. O projecto foi utilizado para demonstrar o conceito de multi-agente nas capacidades de vigilância e controlo em ambiente real. O projecto *Starmac*, Figura 11, tinha como objectivo a condução autónoma de vários *QuadRotors* em simultâneo, seguindo uma determinada trajetória fornecida previamente pela *Ground Station* [17].



Figura 11 - *Starmac* [18]

Na visão geral do seu sistema, Figura 12, pode observar-se que contém um microcontrolador *PIC* da empresa *Microchip* dedicado ao controlo dos motores e outro dedicado às comunicações. Para a estimação de posição combina-se num filtro *Kalman* de 9 estados a informação proveniente do *Inertial Measurement Unit (IMU)*, do sonar e do *GPS*. A transacção de dados entre o veículo e a *Ground Station* relativos ao voo são enviados através de comunicação *Bluetooth* [18]. Quanto às técnicas de controlo as utilizadas neste protótipo foram a *PID*, *Integral Sliding Mode* e o *Reinforcement Learning* [18] [19].

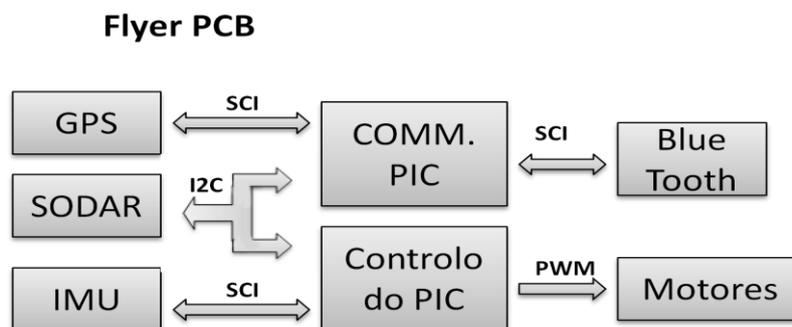


Figura 12 - Visão Geral do Sistema de *hardware Starmac* [17]

2.2.8 GRASP LAB construção de estruturas cúbicas

Quentin Lindsey, Daniel Mellinger são dois alunos de doutoramento do GRASP LAB da Universidade de Pennsylvania, Philadelphia. O seu trabalho baseia-se na cooperação entre *QuadRotors* Hummingbird, de forma a construir estruturas cúbicas. O seu vídeo surgiu na *Internet* em Janeiro de 2011 e conta já com mais de 500 mil visualizações [20].

Estes *QuadRotors*, Figura 13 – Garra e Partes da estrutura, possuem na sua parte inferior uma garra que permite então transportar partes da estrutura a montar. Estas partes são prismas rectangulares que permitem ligar em cada nó até 6 membros, e o seu conjunto pesa no máximo 179 g (*payload*) [21].



Figura 13 – Garra e Partes da estrutura [21]

Cada *Hummingbird* tem 2 níveis de controlo para a montagem das estruturas, alto nível e baixo nível. O baixo nível divide-se em 3 partes: primeiro pairar em determinada posição; segundo deslocar-se numa trajectória especificada entre 2 pontos; terceiro aplicar momentos de *Yaw* para testar se a estrutura está bem montada. No alto nível os *QuadRotors* são coordenados para efectuar uma montagem específica com eficiência e segurança. A Figura 14 demonstra o processo de construção de uma pirâmide [21].

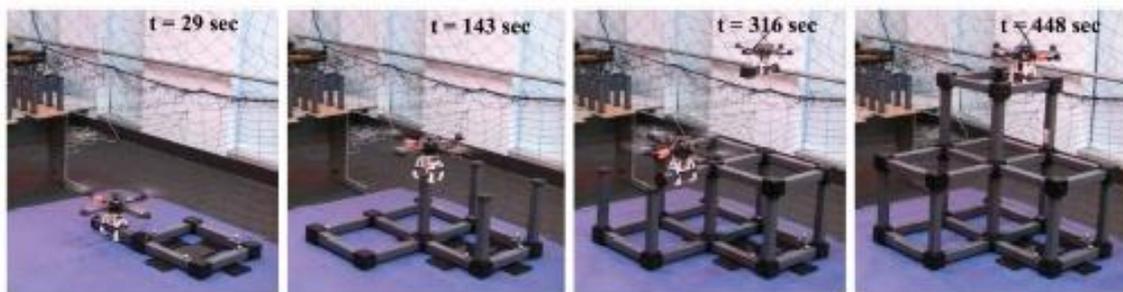


Figura 14 - Processo de construção [21]

O *QuadRotor* actua quase sempre em condições de suspensão (*hovering*), os ângulos *Roll* e *Pitch* são proporcionais à aceleração em x e y , e as acelerações de

comando são calculadas pelo *feedback* PID do erro de posição. Aqui o termo integral do controlo adapta-se constantemente, às mudanças da massa, do centro de massa e mudança de *Payload*. O bloco do controlo de atitude gera velocidades diferenciais nos motores de acordo com o controlo PD nos ângulos de *Euler* e velocidades angulares. O controlo envia dados para as entradas do processador *ARM7* presente no *QuadRotor*, através da tecnologia *ZIGBEE* e a uma taxa de 100 Hz fixos, que executa o baixo nível e calcula a velocidade desejada dos motores [21].

2.2.9 *ETH Flying Machine Arena*

Este projecto também foi popularizado nas redes sociais, e é referente à tese de mestrado "Ball juggling experiments with *QuadRotors* in the *ETH Flying Machine Arena*" de Mark Müller, do instituto federal de tecnologia *ETH* Zürich.

Este vídeo mostra *QuadRotors* equipados com raquetes no seu topo, Figura 15, de forma autónoma, a fazerem malabarismo com uma bola de *ping pong*, quer individualmente ou em cooperação com outro *QuadRotor*. O vídeo surgiu no final de Março de 2011 e já conta com 2.2 milhões de visualizações [22]. Esta dissertação é parte do projecto *Flying Machine Arena*, iniciado no verão de 2008 e ainda em desenvolvimento, dirigida por Sergei Lupashin. O *Project Flying Machine Arena* conta ainda com outros projectos também popularizados na internet, por exemplo, *QuadRotors* a tocarem piano ou a serem controlados via *Microsoft Kinect* [23].



Figura 15 – *QuadRotor ETH Flying Machine Arena* [24]

Os *QuadRotors* utilizados no *Flying Machine Arena* são baseados no *Hummingbird* da empresa *Ascending Technologies*. A arena está equipada com 8 câmaras instaladas no seu tecto, oferecendo precisão da sua localização ao milímetro, com uma taxa de transmissão de 200 Hz. Para captura de movimento é utilizado o sistema comercial da *Vicon* [24]. Esta arena, com todos os seus recursos tem conseguido excelentes resultados contribuindo em muito para investigação e desenvolvimento nesta área.

2.3 Aplicações

Os *QuadRotors* têm aumentado o seu campo de aplicações, abrangendo nos dias que correm as mais distintas áreas, as principais áreas estão presentes na Tabela 1, sendo descritas mais detalhadamente em [9] e [25] .

Tabela 1 - Áreas de Aplicação dos *QuadRotors*, (Adaptado de [9] e [25])

Campos de Aplicação	Áreas
Protecção civil	Apoio à coordenação e comando no combate a incêndios
	Operações de busca e salvamento.
Manutenção de estruturas	Inspecção de estruturas
	Planeamento de obras em fábricas
	Manutenção de estradas e auto-estradas
Fotografia aérea e vídeo	Cobertura jornalística de eventos
	Cinema e filmes promocionais
	Fotografia de animais selvagens
	Fotografia profissional
Segurança	Inspecção de zonas críticas
	Alterações de ordem pública
	Documentação de envolvimento
	Vigilância de perímetros
Protecção ambiental	Investigação de acidentes ambientais
Imobiliário	Documentação e promoção de propriedades
Militar	Vigilância militar de táticas
Aplicação da lei	Investigação de cena de crime e recolha de informação
	Investigação de acidentes de viação
	Análise de congestionamento de trânsito
	Eliminação de engenhos explosivos

3 *QuadRotor*

O *QuadRotor* é um veículo não tripulado (*UAV*) de asa rotativa, com as características *Heavier-than-air* (*HTA*) e *VTOL* e de dimensões reduzidas. Estes veículos são uma classe de helicópteros, onde a sua propulsão é efectuada através de um sistema de quatro motores/hélices posicionados em cada extremidade de uma estrutura em X, normalmente actuados por um *Electrónica Speed Controller* (*ESC*). Para a sua automatização, estes veículos são geralmente equipados no seu centro com alguns componentes electrónicos. Para o cérebro da plataforma, são geralmente utilizados Microcontroladores, podendo o *QuadRotor* ser autónomo ou controlado, via controlo remoto (por exemplo através da tecnologia *XBee/ZigBee*). Para ajudar na sua estabilidade recorre-se a sensores inerciais tais como giroscópio e acelerómetro, assim como a uma bússola digital e um sonar. Por uma questão de segurança, devem ser munidos de um bésouro (*buzzer*) para alarme da bateria e um botão de segurança.

Neste capítulo, serão apresentados os requisitos do *QuadRotor* e de seguida serão descritos os componentes utilizados para a realização do projecto assim como, os fundamentos teóricos.

3.1 Requisitos

Para a execução dos objectivos deste projecto existem alguns requisitos que a plataforma deverá cumprir.

- O sistema deverá ser capaz de manter o voo estabilizado;
- A estrutura deverá ser leve e robusta;
- A plataforma deverá ter a capacidade de transportar uma carga útil de 500g;
- A sua propulsão deverá ser feita por motores eléctricos;
- Deve ser utilizada a plataforma de desenvolvimento Arduino;
- O sistema deverá ser munido de sensores inerciais para o controlo de atitude;
- A plataforma deverá possuir protecções e sistemas de segurança para salvaguardar a integridade física do utilizador e das pessoas ao seu redor;
- Deverá possuir uma autonomia superior igual ou superior às concorrentes comerciais;

Na Figura 16 encontra-se o diagrama de blocos do sistema. De seguida serão descritos os sistemas e subsistemas, necessários para satisfazer os seus requisitos.

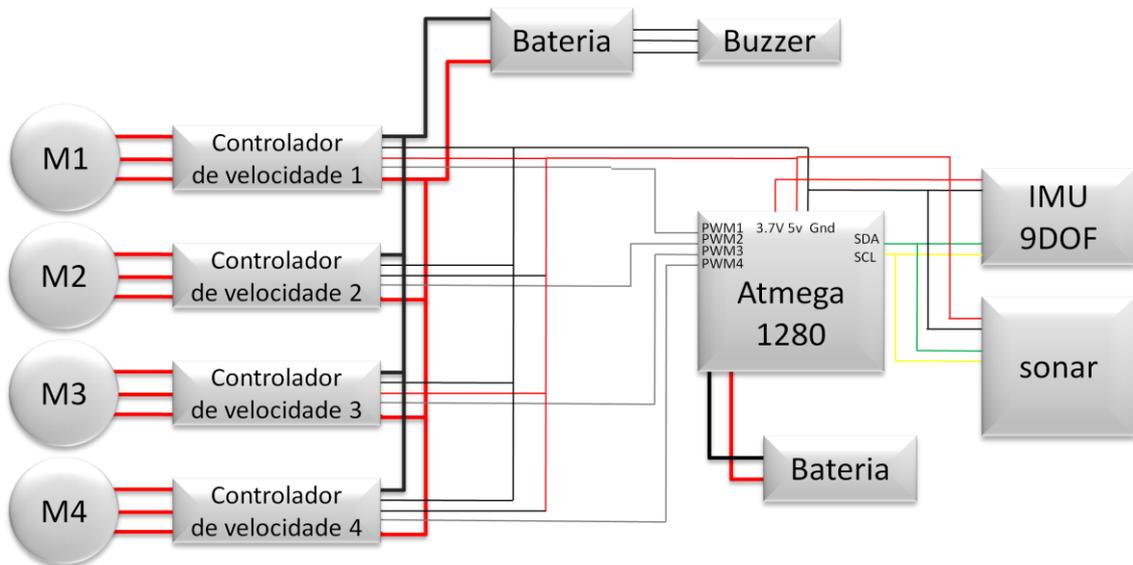


Figura 16 - Diagrama de Blocos do Sistema

3.2 Estrutura

A estrutura de um *QuadRotor* deve ser robusta, simétrica, e o centro de massa deve estar centrado para coincidir com o eixo de inércia do veículo. A estrutura deve ainda estar preparada para perturbações externas como vento ou contacto com objectos. Quanto ao seu peso deverá ser o mais baixo possível, pois a sua autonomia aumentará.

Neste projecto foram utilizadas duas estruturas, uma na fase de testes, para a qual foi desenvolvida uma plataforma para auxílio dos testes realizados e uma estrutura comercial pré-fabricada para utilização final após adquirida a estabilidade na estrutura de testes.

A estrutura de teste, Figura 17, foi desenvolvida pelo autor em alumínio no Laboratório de Automação e Robótica (LAR). Na sua construção, teve-se em atenção as medidas para assim diminuir todos os erros mecânicos. Foram então colocadas 4 barras de dimensões $1.5\text{ cm} \times 1.5\text{ cm} \times 23.5\text{ cm}$ em forma de cruz, e unidos por dois quadrados com $13\text{ cm} \times 13\text{ cm}$. Foi ainda adicionado à estrutura uma extensão de 16.5 cm de comprimento e às extremidades uma cruz de $25\text{ cm} \times 25\text{ cm}$, de modo a proteger toda a estrutura contra embates. O peso final da estrutura de teste é de 823 g .

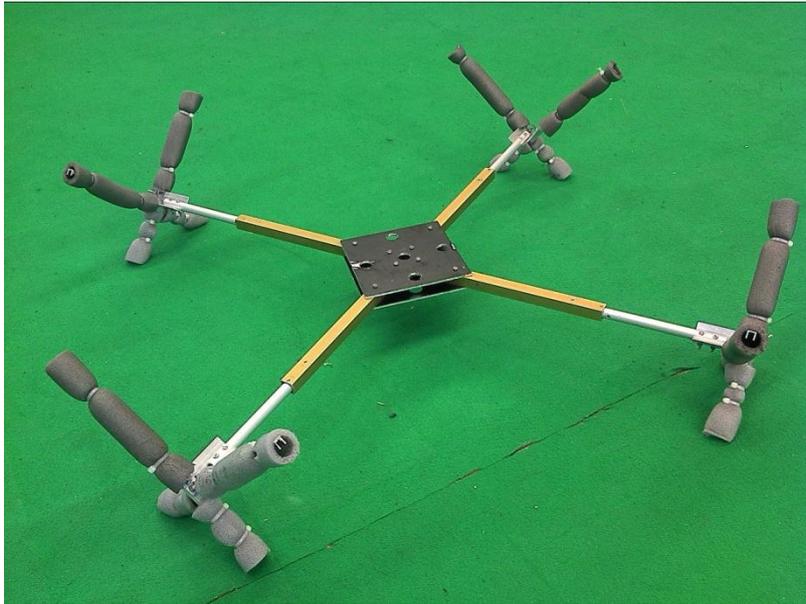


Figura 17 – Estrutura de teste

A estrutura comercial adquirida, Figura 18, é uma estrutura bastante mais leve, construída com madeira (balsa) e fibra de vidro. Esta estrutura inclui já um sistema de amortecimento de vibrações e vem preparada para utilizar uma câmara com inclinação ajustável através de um Servomotor. A estrutura possui uma altura de 200 mm, comprimento de 550 mm e um peso de 175 g. Combinando todas estas características resulta então numa fusão bastante satisfatória.



Figura 18 – Estrutura Final

3.3 Motores *BLDC*

Neste tipo de aplicações, para a propulsão, geralmente são utilizados motores de corrente contínua sem escovas, *BrushLess Direct Current (BLDC)*.

Os *BLDC* são considerados motores síncronos onde os ímanes permanentes polarizados fazem parte do rotor e este não necessita de qualquer alimentação devido ao facto de conter somente os ímanes permanentes. O estator é fixo e composto por bobinas que irão produzir o campo magnético responsável pelo movimento. Os *BLDC* podem ter configurações de uma, duas ou três fases, no entanto, os mais populares são os de 3 fases. Correspondente à sua configuração, o estator tem o mesmo número de enrolamentos [26] [27] [28].

Os motores *BLDC* podem ser do tipo *inrunner* de ímanes rotativos e os *outrunner* de caixa rotativa. Estes divergem assim no posicionamento do rotor e do estator. Os esquemas podem ser observados na Figura 19. Nos motores *inrunner* é a carcaça que se encontra imóvel e que contém as bobinas, encontrando-se os ímanes permanentes fixos ao eixo do motor. Nos motores *outrunner* as bobinas encontram-se no centro do motor que se encontra imóvel, e os ímanes permanentes, tal como nos motores *DC* com escovas, encontram-se na carcaça, que juntamente com o eixo do motor executam a rotação [29].

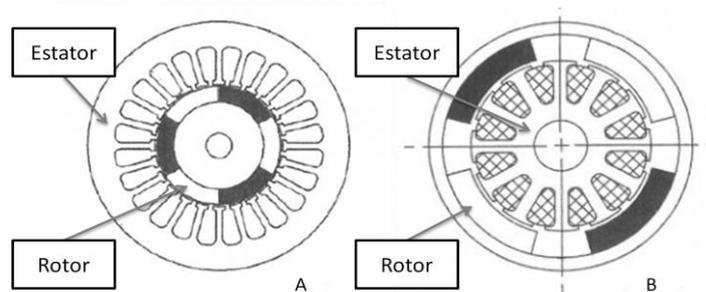


Figura 19 – (A) Esquema *BLDC inrunner*. (B) Esquema *BLDC outrunner* [26]

A principal diferença entre motores com e sem escovas é o conceito de comutação das bobinas do motor. O motor de escovas tem uma armadura que actua como um electroímã com dois pólos. As escovas entram em contacto com o comutador, invertendo o sentido da corrente duas vezes a cada ciclo, mantendo o motor a funcionar no sentido correcto [26] [28] [30]. Nos motores sem escovas, a posição exacta do rotor é detectada por sensores de *hall* ou tensão *Back Electromotive Force (BEMF)*, e continuamente enviada ao *ESC*, que comuta o estado através de transístores de potência

forneendo corrente ao próximo enrolamento para manter activa a rotação [26] [27] [29]. A Figura 20 mostra um simples esquema para cada uma das comutações.

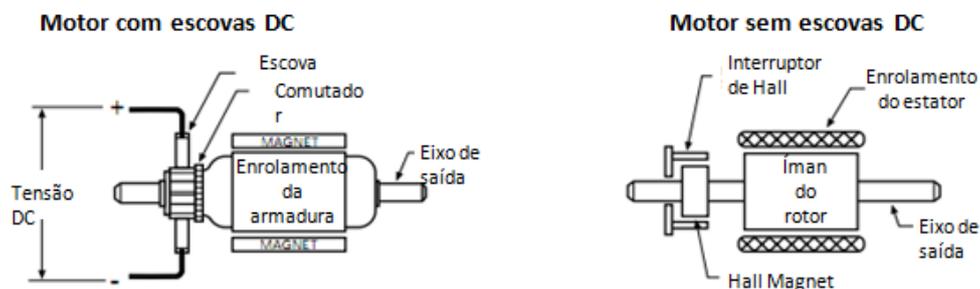


Figura 20 – Comutação das Bobinas [28]

Estes motores possuem um vasto número de vantagens em relação a outros tipos usados no aeromodelismo. Em comparação a motores de combustão, os *BLDC* entre outras vantagens, são bastante mais leves e não correm risco de incêndio. Em relação a outros tipos de motores eléctricos, nomeadamente motores de corrente contínua com escovas, o *BLDC* não possui escovas e por consequência não tem qualquer desgaste, requerendo uma baixa manutenção. São mais eficientes, o nível de ruído emitido é baixo, e a sua vida útil é mais longa, sendo ainda a interferência electromagnética, *Electromagnetic Interference (EMI)*, quase nula. As suas maiores desvantagens são o seu preço e a complexidade do seu controlador electrónico [27] [28] [30].

Foram disponibilizados dois modelos de motores *Outrunner BLDC* do fabricante *RCTimer*, o BC2836-9 880KV e o BC2836-7 1120KV. As características de ambos podem ser observadas na seguinte Tabela 2.

Tabela 2 - Comparação de motores *BLDC* [31]

	BC2836-7 1120KV	BC2836-9 880KV
KV	1120 RPM/V	880 RPM/V
Corrente máxima	45 A	33 A
Tensão máxima	14.6 V	14.8 V
Nº de Células	2-4 LiPo	2-4 LiPo
Corrente nominal	23 A	16 A
Potência	338 W	243 W
RPM	16576	13024
Resistência	0,07 Ohm	0,107 Ohm
Impulso	550 g	420 g
Tensão	7,4 V	7.4 V
Peso	69 g	70 g

A potência, RPM e impulsão no motor de 1120 KV eram superiores, no entanto, o seu consumo e vibração aumentavam também com a utilização deste motor. Em conformidade com o *Payload* requerido foi escolhido o motor de 880 KV, Figura 21.



Figura 21 - Motor *BLDC* 880KV

3.4 *Electronic Speed controller*

Devido à necessidade de controlar motores com 3 fases com um desfasamento de 120 graus, a cada motor foi ligado um *ESC*, que recebe uma entrada DC e coloca à saída os 3 sinais com o desfasamento requerido, devidamente sincronizados. Com este dispositivo electrónico é possível controlar um motor *BLDC* através de modulação de largura de impulso, *Pulse-Width Modulation (PWM)*.

O *ESC* usa um microprocessador para gerir a operação dos interruptores de energia, utilizando informação proveniente de sensores de *Hall* ou do efeito *BEMF*. Estes interruptores com base na corrente e tensão do motor podem ser *MOSFET's*, *IGBT's*, transístores bipolares ou simples. O circuito básico de controlo de um *ESC* encontra-se presente na Figura 22, e os seus principais componentes são o *Driver IGBT*, a ponte inversora trifásica, o microprocessador e o circuito para detecção de posição do motor [27] [29].

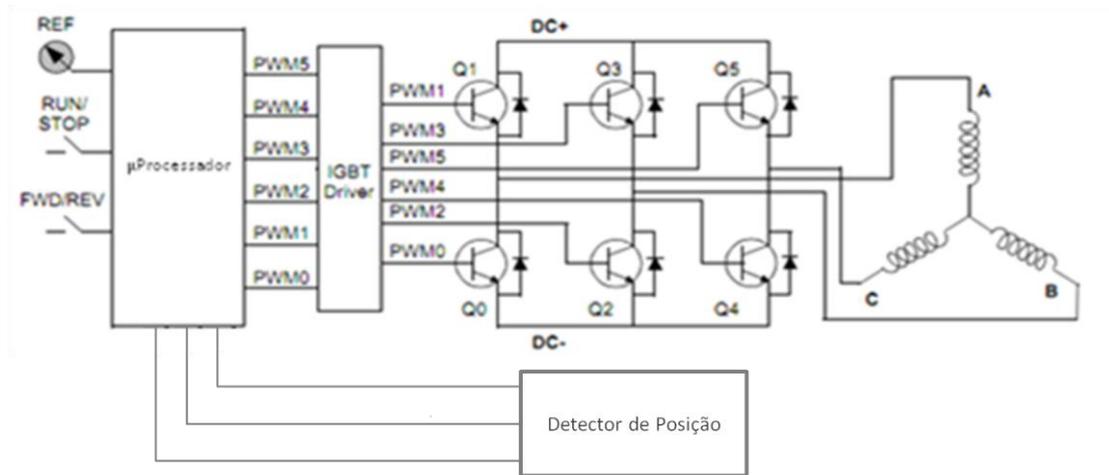


Figura 22 – Diagrama de controlo de um ESC [27]

A cada 60 graus eléctricos de rotação a mudança de fase deverá ser actualizada. Através de um inversor trifásico, é possível fornecer em simultâneo a 2 bobinas a energia necessária para deslocar o rotor até a próxima posição. As 6 combinações possíveis para a mudança de fase encontram-se demonstradas na Figura 23, [27] [29] [32].

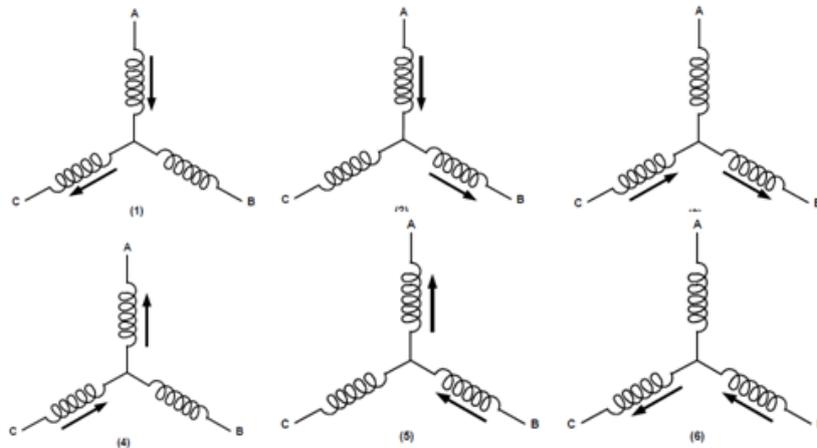


Figura 23 – Combinações possíveis para a mudança de fase [27]

No entanto, um ciclo eléctrico pode não corresponder a um ciclo mecânico completo. O número de ciclos eléctricos que devem ser repetidos para completar um ciclo mecânico, é dado pelos pares de pólos do rotor. Para cada par de pólos uma rotação eléctrica é efectuada, assim o número de par de pólos é equivalente ao número de rotações eléctricas. Com comutações bem sincronizadas o binário mantém-se quase constante [27] [29] [32]. Na Figura 24 pode ser observado as formas de onda da corrente de cada fase, o sentido da corrente nas bobinas e o período de condução das comutações.

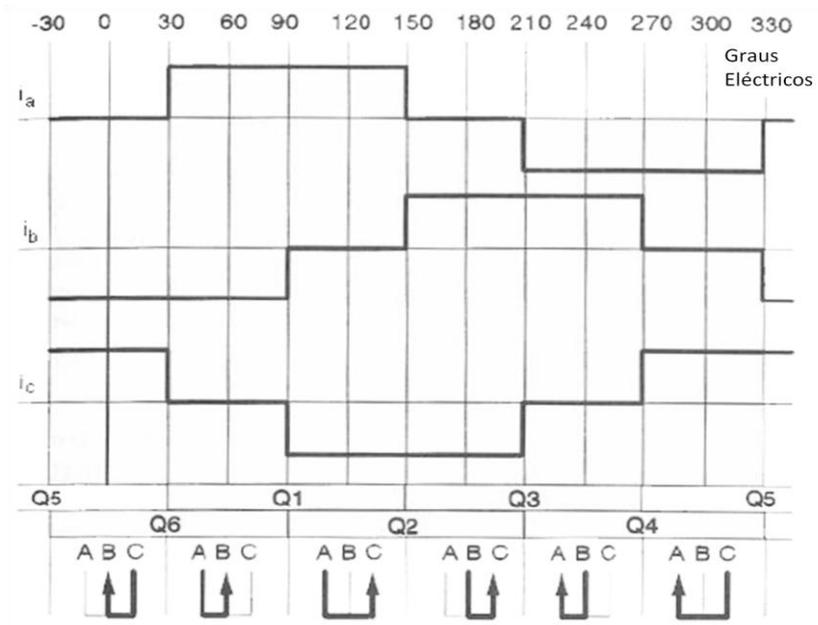


Figura 24 - Esquema do princípio de comutação das boninas [26]

Neste projecto utilizou-se um *ESC SS Series 60-70*, do fabricante *Hobbyking*, Figura 25. O *ESC* aconselhado para os motores utilizados é de 40 A, no entanto, foi escolhido um com gama superior, possibilitando uma utilização futura com outros de motores de diferentes requisitos. Na Tabela 3, encontram-se as características do *ESC*, fornecidas pelo fabricante.



Figura 25 - ESC Series SS 60/70 Hobbyking

Tabela 3 – Características ESC Series SS 60/70 Hobbyking

Alimentação	I MAX	Burst	PWM Setting	Peso
LiPo 4-8S	60A	70 A	8K/16K	63g

3.5 Hélices

Uma hélice é um instrumento de aerodelismo, que pode ser de tracção ou repulsão, esquerdas ou direitas, e converte a energia mecânica fornecida pelo motor, em movimento de tracção do *QuadRotor*. Das características das hélices, o diâmetro e o passo são as mais importantes. O diâmetro é dado pelo diâmetro do círculo descrito quando a hélice gira, enquanto o passo é a distância que a hélice percorre quando completa uma volta completa [33]. A notação utilizada é descrita da seguinte forma: 10×4.5 , onde 10 é o diâmetro e 4.5 o passo.

O comportamento de uma hélice pode ser baseado em 3 parâmetros; o Coeficiente de *Thrust* cT , Coeficiente de Potência cp e Raio da Hélice r , que permitem calcular as seguintes Equação 1 e Equação 2. ρ é a densidade do ar e w a velocidade angular [34].

$$T = cT \frac{4\rho r^4}{\pi^2} w^2 \quad \text{Equação 1}$$

$$Pp = cp \frac{4\rho r^5}{\pi^3} w^3 \quad \text{Equação 2}$$

Através destas equações é possível observar que T e Pp aumentam consideravelmente com o aumento do diâmetro, e por consequência o consumo de energia também, diminuindo a autonomia. Deve-se ter em atenção esta relação no momento da escolha das Hélices, de forma a encontrar um bom compromisso.

Como será observado no subcapítulo 4.1, os pares de motores giram em sentidos opostos. Para tal, é necessária a utilização de dois pares de Hélices opostas. No laboratório LAR existiam já dois conjuntos de Hélices, 10×4.5 e 12×4.5 , aconselhadas pelo fabricante do motor utilizado [35], recaindo a escolha sobre o conjunto 10×4.5 , visto estas serem as mais indicadas para as características da plataforma e *Payload* requisitado.



Figura 26 - Hélices 10×4.5 ''

3.6 Arduino

O Arduino é uma plataforma de desenvolvimento que contém um Microcontrolador da *Atmel AVR*, sendo bastante utilizada devido ao seu baixo preço e à sua simplicidade, quer a nível de *hardware* como a nível de *software*. O Arduino pode receber uma vasta gama de entradas analógicas e digitais, barramentos SPI e I2C, *interface* série, podendo as suas saídas ser digitais ou *PWM*.

As ferramentas de desenvolvimento para o Arduino são vocacionadas para a linguagem C/C++, existindo na comunidade de Arduino bastantes exemplos e código fonte disponíveis e prontos a ser utilizados. Esta comunidade tem vindo a crescer, permitindo a sua utilização tanto a nível profissional como a amador [36].

O seu ambiente de desenvolvimento (*Integrated Development Environment - IDE*), Figura 27, é prático e beneficia da incorporação de uma vasta gama de exemplos. A transferência do código para o Microcontrolador é feita através de uma conexão *USB* e existe ainda a opção de visualização de uma janela série da entrada e saída de dados.

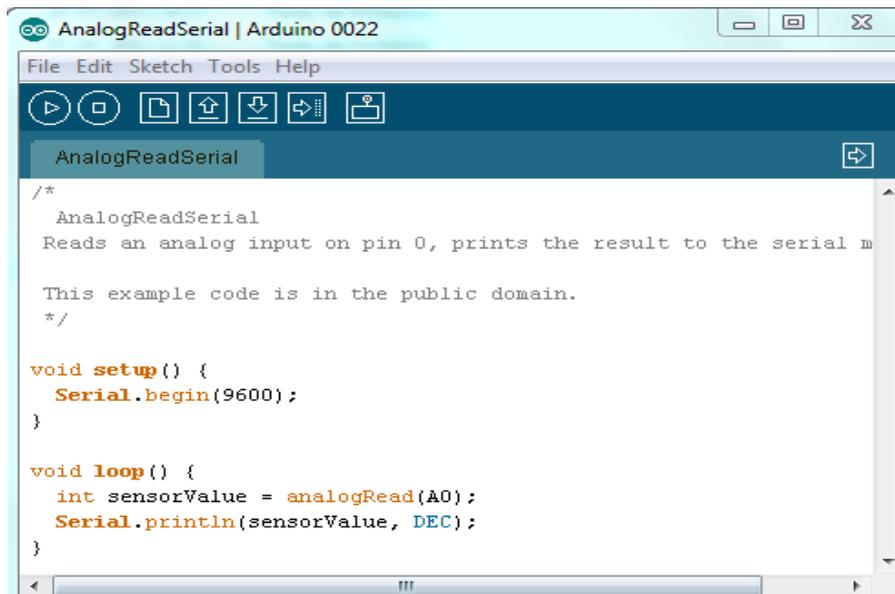


Figura 27 – Arduino IDE

Caso o programador necessite de uma aplicação de mais Alto Nível, com ambiente gráfico e utilizando animações, imagens e interações, poderá utilizar a linguagem e ambiente de programação *Processing*, Figura 28. O *Processing* permite programas interactivos em 2D, 3D e saída PDF, utilizando a biblioteca de funções *OpenGL* para os programas 3D [37].

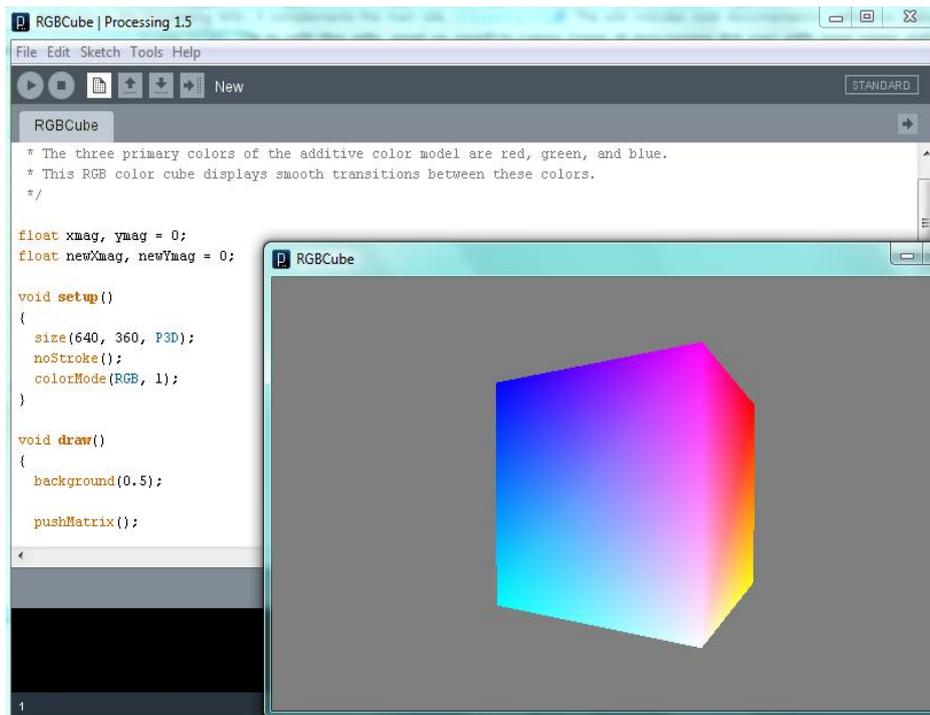


Figura 28 – IDE do ambiente gráfico arduino

3.6.1 Arduino Shields

O Arduino tem ainda uma particularidade, que o torna ainda mais interessante, os *Shields*. São pequenas placas *PCB* com electrónica embebida e com a mesma disposição de pinos do Arduino, bastando apenas encaixar o *Shield* na plataforma para assim aumentar as suas funcionalidades. A Figura 29 demonstra o *Shield* desenvolvido para este projecto.

Existem numerosos *Shields* disponíveis, cada um deles com uma particularizar aplicação, desde módulos de MP3, Comunicação *Ethernet*, LCD, *drivers* para controlo de motores, entre outros. Cada um destes com a comodidade de possuírem bibliotecas de funções que facilitam a sua utilização [36].



Figura 29 - Arduino Shield

3.6.2 Arduino MEGA

Existem várias plataformas de desenvolvimento da família Arduino, no entanto, para este projecto foi escolhido o Arduino Mega. De entre muitos factores, alguns dos mais relevantes para a sua escolha, foram o número e resolução dos módulos *PWM* existentes, assim como o seu preço. As suas principais características estão descritas na Tabela 4.

Tabela 4 – Arduino Mega [36]

Microcontrolador	ATmega1280
Tensão de operação	5 V
Tensão de entrada (recomendada)	7-12 V
Tensão de entrada (limites)	6-20 V
Pinos digitais I/O	54 (14 dos quais podem ser saídas de <i>PWM</i>)
Pinos de entrada analógicos	16
Corrente DC por pino I/O	40 mA
Corrente DC por pino 3.3V	50 mA
Memória <i>Flash</i>	128 KB com 4 KB usados pelo <i>bootloader</i>
<i>SRAM</i>	8 KB
<i>EEPROM</i>	4 KB
Velocidade do relógio	16 MHz

O Arduino Mega, Figura 30, deve ler um conjunto de sensores, composto por acelerómetro, giroscópio, bússola, e altímetro. Todos estes sensores têm ligação I2C. Após a leitura dos sensores, será efectuado o processamento referente à fusão sensorial e ao controlo, enviando 4 sinais de *PWM* como saída, para actuar os motores do *QuadRotor*. A altitude de referência nesta abordagem será dada através de um potenciómetro. É indispensável a utilização do barramento de comunicação I2C (*Inter-Integrated Circuit*). Os 4 sinais de *PWM* possuem uma resolução de 10bits e é ainda utilizada uma entrada analógica para o controlo de velocidade dos motores e assim variar a altitude do *QuadRotor*.



Figura 30 - Arduino Mega [36]

3.7 Bateria

Para determinar qual a bateria a utilizar de acordo com as necessidades do projecto, muitos factores foram levados em conta. No entanto, as mais importantes foram as características do conjunto de motor e *ESC* utilizados e a autonomia do *QuadRotor*. Em aplicações de aeromodelismo as baterias mais utilizadas são as *Lithium-Polymer* (LiPo), pois possuem uma maior capacidade em relação ao peso [38]. A alimentação escolhida do *ESC* foi a do seu máximo potencial (4 células - 4S). A corrente nominal máxima dos motores é 16 A que no conjunto dos 4 motores soma 64 A.

A bateria escolhida foi a *Turnigy 5000 mAh 4s/14.8 V 20c-30c LiPo*, Figura 31. Esta bateria LiPo possui 4 células $\cong 14.8$ V e cada uma das suas células deve atingir uma tensão máxima de 4.2 V e o valor tensão mínimo de 2.7 V, correndo o risco de destruição do material caso o valor de tensão desça abaixo deste valor. A sua capacidade nominal de descarga é de 20 C, podendo fornecer 100 A em funcionamento contínuo e picos de cerca de 150 A.



Figura 31 – Bateria Turnigy

3.7.1 Monitor de bateria

Um dos problemas neste tipo de plataformas é a autonomia da bateria e a rapidez com que a bateria se descarrega. De modo a monitorizar a bateria, foi utilizado um monitor de bateria com besouro, Figura 32. Este dispositivo electrónico emite sinais sonoros e luminosos quando a tensão das células da bateria baixam até ao valor mínimo. Desta forma o utilizador é alertado para substituir ou carregar a bateria, de modo a evitar que ela se descarregue demasiado originando o possível dano da bateria ou do *QuadRotor*, com a falha de alimentação e a respectiva queda.



Figura 32 – Monitor de bateria com besouro

3.8 Sensores

Neste tipo de plataformas, a componente sensorial é verdadeiramente importante, para tornar o veículo o mais real e estável possível. Para o controlo de atitude e orientação, utilizou-se um sistema inercial de 9 graus de liberdade, composto por acelerómetro, giroscópio e bússola digital, cada um de 3 eixos. A utilização de um sonar é também importante nas tarefas de descolagem e aterragem, assim como no seu controlo de altitude. Neste subcapítulo será explicado cada um destes sensores, a sua importância e o sensor escolhido para a aplicação, assim como as suas características.

3.8.1 Acelerómetro

Os acelerómetros são sensores que permitem medir forças de aceleração, inclinação, rotação, vibração, colisão e aceleração da gravidade. De modo a aumentar a sua eficácia estes dispositivos devem ser colocados o mais próximo possível do centro de gravidade do corpo. Existem vários tipos de acelerómetros, os mecânicos e electromecânicos, *Micro Electro-Mechanical Systems (MEMS)*. Os *MEMS* têm vindo a aumentar a sua popularidade, substituindo os acelerómetros mecânicos.

3.8.1.1 Acelerómetros *MEMS*

Os acelerómetros *MEMS* podem transformar estas acelerações em sinais analógicos ou digitais, e são utilizados nas mais diversas áreas. Por exemplo em aplicações médicas, biomédica, indústria automóvel, nos controlos para videojogos, nos aparelhos de orientação *GPS*, nos telemóveis e na indústria informática, como por exemplo nos discos duros à prova de quedas [39].

Estes tipos de acelerómetros são construídos totalmente em silício, e dividem-se em duas partes. A primeira chama-se massa sísmica e encontra-se suspensa por uma espécie de mola formada em cada extremidade. Já a segunda parte, é um par de eléctrodos de detecção, que permitem aos componentes electrónicos detectar movimento da massa sísmica em relação à plataforma em torno do silício. Desta forma, quando o *chip* sofre uma aceleração, a massa move-se em relação ao *chip* e à estrutura fixa dentro dele. A quantidade de movimento depende do tamanho de aceleração, da rigidez das molas e da massa da “massa sísmica”. Assim, quando a massa sísmica é deflectida, a impedância entre as estruturas sensoriais sofre uma mudança que é detectada pelo sistema electrónico e a converte num valor de aceleração [40].

3.8.1.2 Princípio de Funcionamento do Acelerómetro

Para simplificar o funcionamento de um acelerómetro, pode-se pensar nele como um sistema em que uma massa está presa através de uma mola. Quando nenhuma força está aplicada à massa, o sistema encontra-se em repouso e o seu comportamento encontra-se descrito na Figura 33A. Quando uma aceleração é aplicada ao sistema, a massa vai deslocar-se da área de repouso efectuando um deslocamento de x , como pode ser observado na Figura 33B. Sabe-se pela segunda Lei de Newton, que a Força é dada por; $F = m \times a$. Como a massa se encontra ligada à mola, pela Lei de Hooke, a mola irá gerar uma força oposta proporcional a x , $F = kx$, logo, $F = m \times a = kx$. Como o k é uma constante que depende somente das características da mola, a aceleração pode ser calculada pelo deslocamento da sua massa interna, $a = \frac{kx}{m}$ [41].

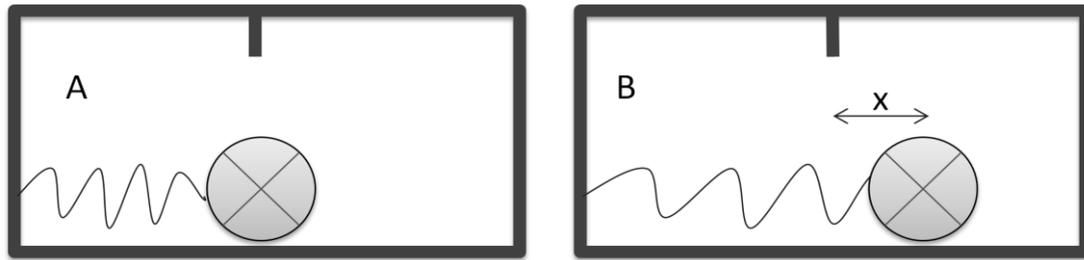


Figura 33 – Simulação de um Acelerómetro

Imaginando uma caixa com a massa e o sistema de molas visto anteriormente, mas agora sem Gravidade, situação A da Figura 34, a massa deverá manter-se imóvel no centro da caixa. Agora na situação B da Figura 34, a caixa é largada em queda livre, e a força $F = m \times a$ é aplicada, que age sobre a massa, e por sua vez uma força contrária $F = kx$ é criada pelas molas [42] [43].

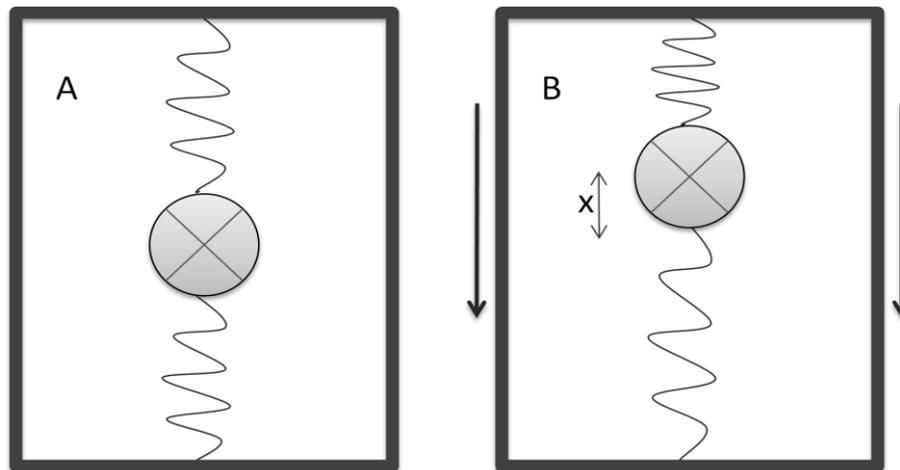


Figura 34 - Simulação de Acelerómetro sem Força Gravítica

Com a presença da gravidade, a caixa com a massa do corpo e sistema de molas, vai reagir de forma diferente, pois é aplicada constantemente a força da gravidade ao corpo. Na situação A da Figura 35, a caixa é lançada em queda livre. Nesta situação todo o acelerómetro vai sofrer uma aceleração g de $9,80665 \text{ m/s}^2$. A massa dentro do acelerómetro não vai causar qualquer deslocamento nas molas, logo a aceleração medida pelo acelerómetro será zero. Por fim na situação B da Figura 35, o corpo está em repouso sobre a terra. O acelerómetro irá ler um valor g , pois a massa do corpo está sujeita à força da gravidade, o que resulta num deslocamento das molas e respectiva medição [42] [43].

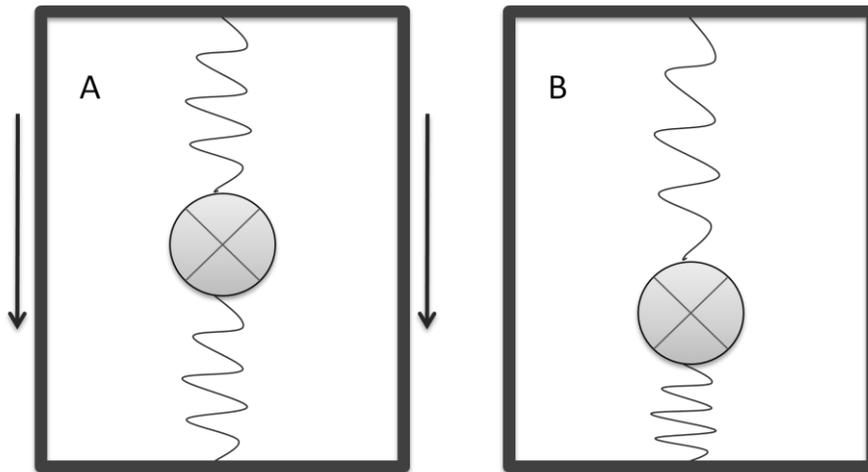


Figura 35 - Simulação de acelerómetro com Força Gravítica

Como foi visto, o acelerómetro está sempre sujeito à força da gravidade. Para medir o valor da aceleração é preciso remover a gravidade da leitura do sensor. Neste projecto o acelerómetro é mais útil como inclinómetro do que como acelerómetro. Assim girando o acelerómetro, o efeito da gravidade da sua massa interna vai variar com o ângulo de rotação, dando saídas diferentes para diferentes ângulos de rotação.

3.8.2 Giroscópio

O giroscópio é um dispositivo utilizado para medir movimento angular. Existem vários tipos de giroscópios, que seguem diferentes princípios de funcionamento, no entanto, eles podem ser agrupados em 2 grupos, giroscópios mecânicos e ópticos.

“O giroscópio baseia-se na lei da inércia, o princípio da Física formulado por Newton, segundo o qual um corpo em movimento permanece em movimento até que uma força externa a ele o impeça de continuar [44]”. O mais simples giroscópio mecânico, Figura 36, surge em 1850 inventado por Jean Bernard Léon Foucault. Este giroscópio continha uma pequena roda a girar no centro de uma estrutura “*Gimbal*”, que consiste em 2 anéis concêntricos. Dessa forma, os anéis podem mover-se para qualquer lado, mantendo-se a roda a girar sempre no mesmo plano paralelo ao original.

No entanto, tanto estes aparelhos mecânicos como os ópticos possuem grandes dimensões e são caros. Ao longo dos últimos anos, começaram a surgir giroscópios do tipo *MEMS*, com um custo bastante reduzido e com boa bastante resolução, o que levou a uma grande utilização destes dispositivos nos mais diversos aplicações como por exemplo controlo remoto de consolas de vídeo, em controlo de consolas portáteis, na área da saúde e na área do desporto, entre outras [41] [45].

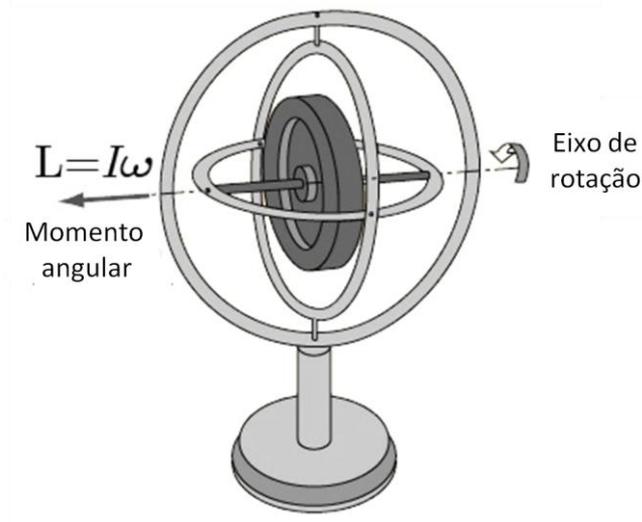


Figura 36 - Giroscópio mecânico de *Foucault* [41]

3.8.2.1 Giroscópios *MEMS* estrutura vibrante

Este dispositivo permite medir a velocidade de rotação de um objecto em torno do seu eixo de rotação, ou seja a sua velocidade angular. Assim integrando em ordem ao tempo, é possível saber a posição angular nos eixos, *Yaw*, *Pitch* e *Roll*.

Seguindo o modelo do acelerómetro, quando o giroscópio está parado, deverá comportar-se como demonstra a Figura 37 A. Quando um giroscópio sofre uma rotação, Figura 37 B, a massa é submetida ao efeito de Coriolis, que provoca uma vibração secundária ortogonal à direcção original da vibração, que imprime na massa um movimento de rotação secundário em direcção ortogonal à da rotação inicial.

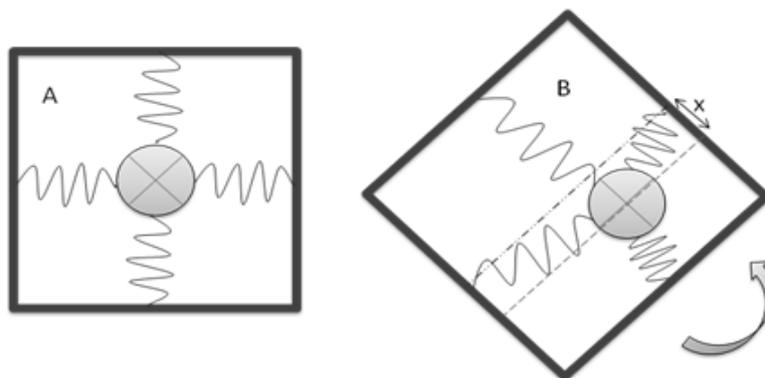


Figura 37 – Simulação de um Giroscópio

A força de Coriolis aplicada à massa é dada por $F_c = 2 m v \Omega$, onde Ω é a velocidade angular, m a massa e v a velocidade instantânea da massa. E por consequência vai ser gerada uma aceleração $a_c = 2 v \Omega$, que será utilizada para calcular a velocidade angular [41] [46].

3.8.3 Magnetómetros

Os Magnetómetros são dispositivos capazes de medir campos magnéticos assim como a sua orientação. Estes dispositivos têm sido utilizados pelo ser humano ao longo do tempo, com aplicações direccionadas para direcção ou navegação como forma de bússolas. No entanto, impulsionados pelo desenvolvimento tecnológico, estes sensores evoluíram de forma e produzir sensores mais pequenos, mais precisos, com menor consumo de energia e acima de tudo compatível com uma larga gama de dispositivos electrónicos. Desta forma, os Magnetómetros hoje em dia são utilizados em telemóveis, sistemas de navegação *GPS*, computadores portáteis, levantamentos geofísicos, entre outras.

3.8.3.1 Magnetómetros Anisotrópicos

Em aplicações de tamanho limitado, os Magnetómetros Anisotrópicos são os mais utilizados, pois oferecem preços bastante acessíveis, tamanho reduzido e uma boa precisão.

Os sensores magneto resistivos são compostos de filme fino *Permalloy*, Figura 38, padronizados como um elemento de faixa resistiva. Quando um campo magnético é aplicado perpendicularmente ao fluxo da corrente, acontece uma mudança nos elementos da ponte resistiva que provoca uma mudança correspondente na tensão de saída da ponte [47] [48].

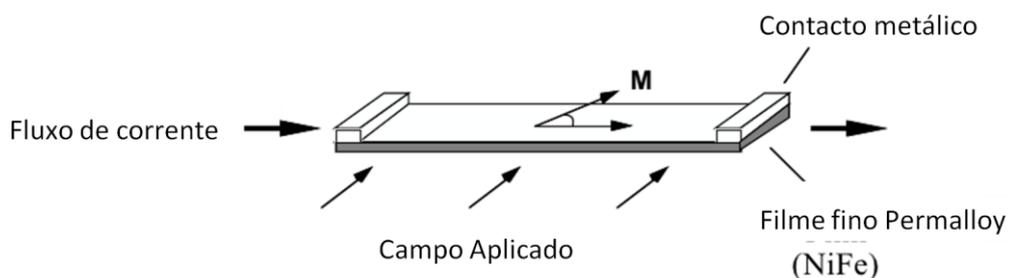


Figura 38 – Campo Magnético Aplicado ao Sensor [48]

Para tornar estes sensores sensíveis e eficientes, os 4 elementos são posicionados em forma de ponte de Wheatstone, Figura 39. Estes elementos resistivos possuem todos a mesma resistência R e são alinhados de modo a possuírem um eixo comum, que irá proporcionar uma diferença de potencial positiva com campos magnéticos a aumentar na direcção sensível. Como a saída é apenas proporcional à componente do campo

magnético ao longo do eixo, pontes de sensores adicionais são colocados em direcções ortogonais, para permitir a medição precisa do campo magnético em qualquer direcção [47] [48].

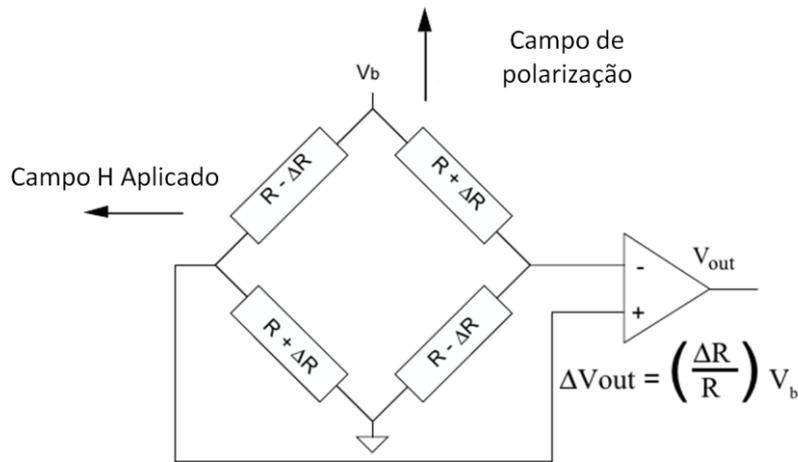


Figura 39 - Ponte de Wheatstone [48]

3.8.4 Sensores Inerciais utilizados

Neste projecto optou-se por se utilizar sensores completamente digitais, o que significa que o próprio sensor incorpora lógica digital capaz de converter o sinal analógico proveniente dos componentes mecânicos, num sinal digital, que poderá ser enviado pelo protocolo de comunicação digital.

3.8.4.1 IMU Digital Combo Board - 6 Degrees of Freedom

Esta placa, Figura 40, é uma plataforma de desenvolvimento da *Sparkfun Electronics*, e está equipada com um acelerómetro ADXL345 e um giroscópio ITG-3200. Este dispositivo de dimensões reduzidas na sua totalidade possui 6 graus de liberdade. A escolha deste dispositivo deveu-se às suas características, resolução, qualidade e documentação do acelerómetro e do giroscópio [49].



Figura 40 - IMU Digital Combo Board [49]

O ADXL345, é um acelerómetro *MEMS* de 3 eixos com saída digital, produzido pela *Analog Devices*. As suas principais características são [39]:

- Baixo consumo, 40 μA em modo de medida, e 0.1 μA em modo *standby*
- Escalas de consumo de energia automática
- Alta resolução (13 *bits*) até ± 16 g
- Largura de banda ajustável
- Incorporação de tecnologia *FIFO* para minimizar a carga do processador *host*
- Interface digital I2C e SPI
- Monitorização de actividade e inactividade
- Detecção de queda livre
- Sobrevivência a um embate de 10000 g
- Permite medir inclinações menores que 1°
- Fino e pequeno, com tamanho 3 mm \times 5 mm \times 1 mm

O ITG-3200 é um giroscópio *MEMS* de 3 eixos com saída digital, produzido pela *InvenSense*, as suas principais características são [45]:

- Sensores 3 eixos angulares com uma taxa de sensibilidade de 14.375 LSB por deg/sec
- Ampla Escala de 2000 deg/seg
- Sensor de temperatura integrado
- Filtro passa baixo digital programável
- Consumo operacional de 6.5 mA
- Interface digital I2C até 400 KHz

3.8.4.2 Triple Axis Magnetometer Breakout - HMC5883L

Esta placa de desenvolvimento, Figura 41, está equipada com uma bússola digital anisotrópica de 3 eixos HMC5883L produzida pela *HoneyWell*. A sua escolha deveu-se principalmente ao seu preço e documentação disponível. As suas principais características são [47]:

- Sensores magneto resistivos montados numa superfície 3.0 mm x 3.0 mm x 0.9 mm
- ADC 12 *bits* com sensores de baixo ruído, comunicação I2C
- Baixo consumo e baixa tensão de alimentação, 100 μA , (2.16 V até 3.6 V)

- Suporte de *software* e algoritmos
- Podem ser utilizados em ambientes com campo magnético forte com uma precisão de 1 a 2 graus



Figura 41 - Bússola digital HMC5883L

3.8.5 Sonar

Neste tipo de aplicações, conhecer a altitude da plataforma é muito importante em questões de controlo, pois permite manter o *QuadRotor* estável a uma desejada altura e é útil nas operações de descolagem e aterragem.

O dispositivo escolhido como altímetro foi o Sonar. Estes sensores de ultra-sons são utilizados normalmente para detecção de obstáculos e medição de distâncias. O seu funcionamento baseia-se na emissão e recepção de ultra-sons, e medição do tempo de propagação do eco [50]. Ou seja, envia um impulso a uma alta frequência que quando encontra um objecto reflecte e volta em forma de eco. O sensor utilizado foi SRF08 UltraSonic Ranger, Figura 42, do fabricante Devantech. O sensor deverá ser posicionado no centro da estrutura, a apontar para baixo, de forma a medir a distância ao chão.

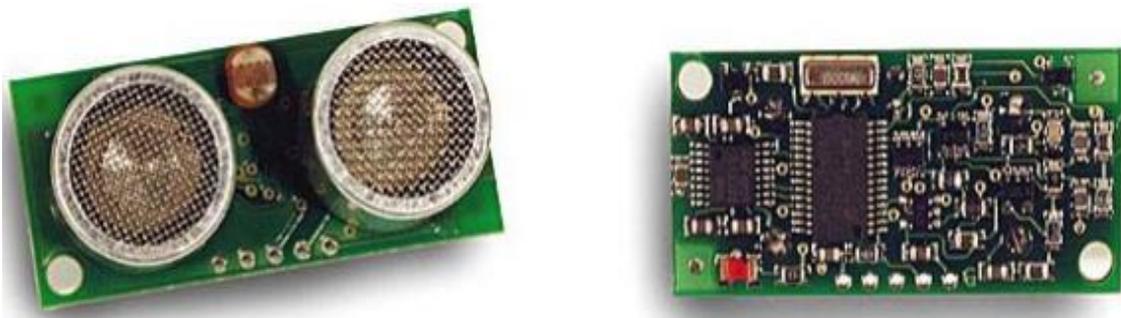


Figura 42 - Sonar SRF08 [51]

Este sensor é de peso e tamanho reduzido, possui uma gama de medidas que permite medir distâncias entre 3 cm e 6 m. Tal como os restantes sensores utilizados no projecto, o protocolo de comunicação utilizado é o I2C. As suas principais características podem ser verificadas na Tabela 5 (baseada em [51]):

Tabela 5 – Especificações SRF08

Tensão	5 v
Corrente	15 mA em Funcionamento e 3 mA em <i>Standby</i>
Frequência	40 KHz
Alcance máximo	6 m
Alcance mínimo	3 cm
Comunicação	I2C
Peso	11.3 g
Dimensão	43 mm x 20 mm x 17 mm

4 Modelação do Sistema

A modelação do sistema é parte fundamental para a realização deste projecto. Nesta secção, serão demonstrados os métodos utilizados para a modelação do sistema, assim como os conceitos matemáticos e seus algoritmos. Inicialmente será apresentada a dinâmica do *QuadRotor* seguindo-se a aquisição de dados e respectiva fusão sensorial, passando pela estimação da orientação através de filtros e, terminando no controlo de atitude do *QuadRotor*.

4.1 Dinâmica do *QuadRotor*

Os propulsores do *QuadRotor* estão distribuídos com uma configuração em X, efectuando um desfasamento de 90 graus entre si. O seu funcionamento baseia-se no princípio utilizado pelos irmãos Bréguete, que consiste em dois pares de propulsores a girar em sentidos contrários, o par (1,3) a girar no sentido horário e o par (2,4) a girar em sentido anti-horário [2], situação A da Figura 43. Cada motor, para além de criar forças verticais, introduz também forças horizontais. Ao utilizar-se este método, são induzidas duas forças horizontais inversas que tendem a anular-se uma à outra, aumentando a controlabilidade do *QuadRotor* em torno do ângulo *Yaw* [52]. Caso todos os motores sejam colocados a girar no mesmo sentido, todas as forças seriam aplicadas no mesmo sentido e a plataforma tenderia a girar em torno de si própria, dificultando consideravelmente o seu controlo.

A Figura 43 contém uma legenda identificando um código de cores correspondentes às velocidades de rotação das hélices. Tem como objectivo facilitar a compreensão dos esquemas dos movimentos do *QuadRotor* que serão demonstrados em seguida.

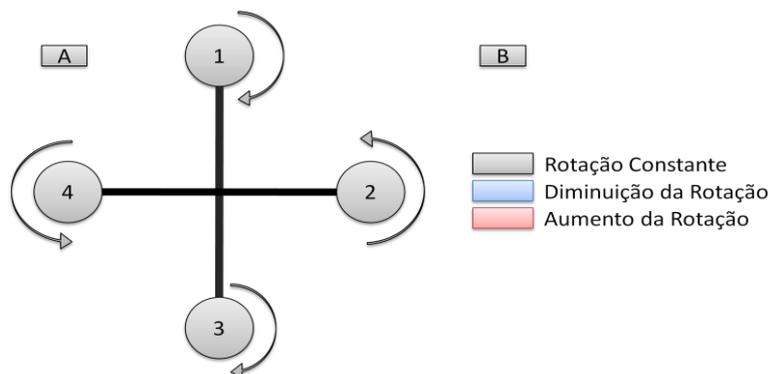


Figura 43 – Princípio de Funcionamento

Aumentando a velocidade de rotação, amplia-se as forças de elevação. No caso das forças aplicadas serem da mesma grandeza para os quatro motores, o *QuadRotor* irá deslocar-se na vertical de baixo para cima, situação A da Figura 44. Se a velocidade de rotação diminuir, as forças sofrem um decréscimo, e o *QuadRotor* irá deslocar-se na vertical, mas neste caso de cima para baixo, situação B da Figura 44.

Deste modo, é então possível deslocar a plataforma no eixo vertical, de baixo para cima ou vice-versa.

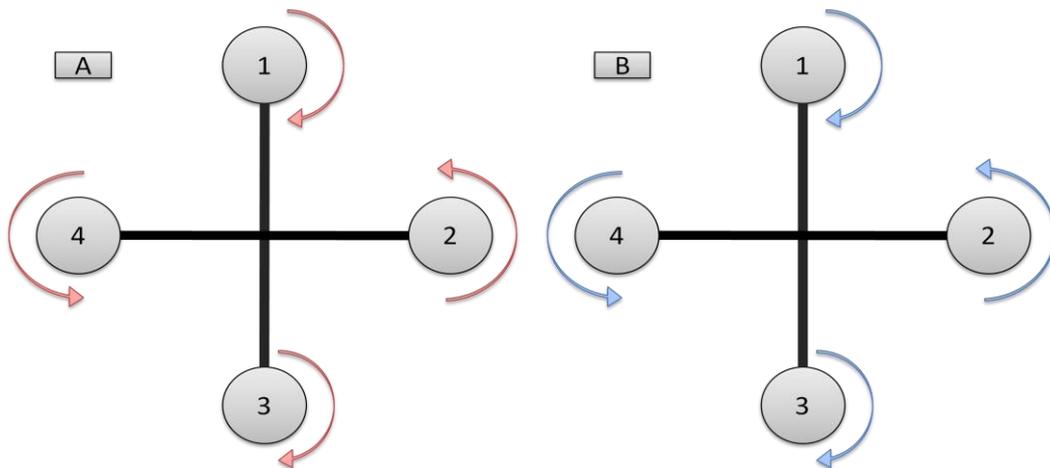


Figura 44 – Movimentos verticais

Caso se pretenda actuar o *Yaw*, para fazer a plataforma girar em torno de eixo vertical no sentido horário, aumenta-se a velocidade de rotação do par de motores (1,3) e diminui-se (2,4), situação A da Figura 45. No sentido anti-horário deverá suceder o inverso, situação B da Figura 45.

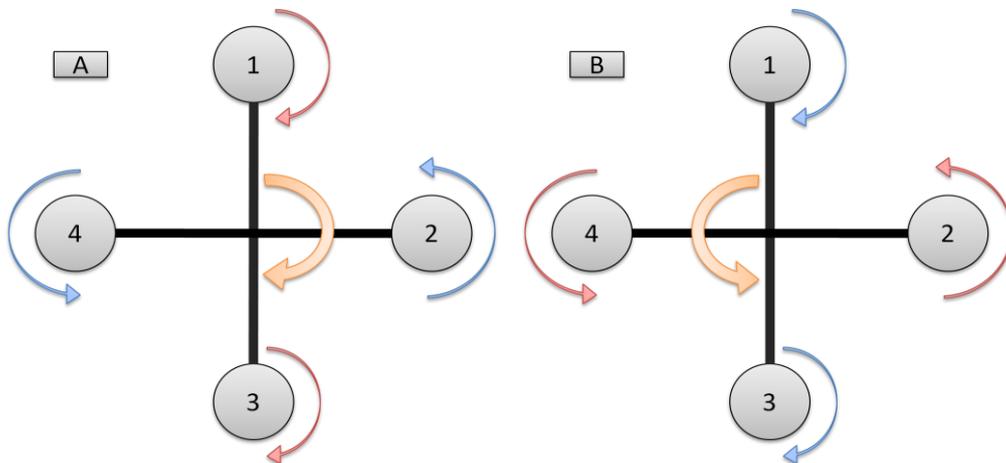


Figura 45 – Movimento Yaw

Para actuar o *Pitch*, o par de motores (2,4) mantém a sua velocidade de rotação constante, enquanto o motor 1 deve aumentar a sua velocidade de rotação e o motor 3 deve diminuir no mesmo número de grandeza, situação A da Figura 46. Ou então realiza-se o inverso para a situação B da Figura 46.

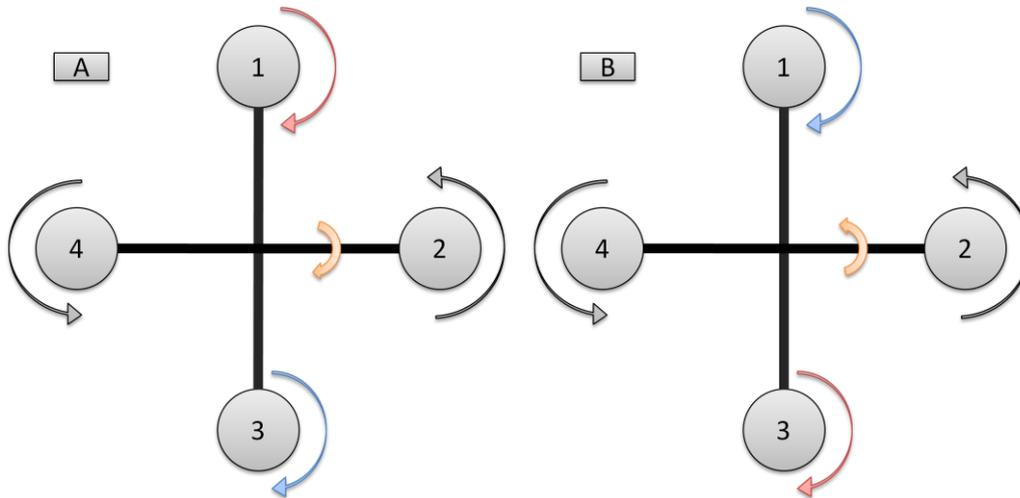


Figura 46 – Movimento Pitch

Por fim, a actuação do *Roll* segue o mesmo procedimento de *Pitch*, mas neste caso o par de motores que irá manter-se fixo é o (1,3), enquanto o par (2,4) altera a sua velocidade de rotação. Esta condição dá origem às situações A e B da Figura 47 correspondentemente, caso aumente a rotação do motor 2 e diminua a do 4, ou vice-versa.

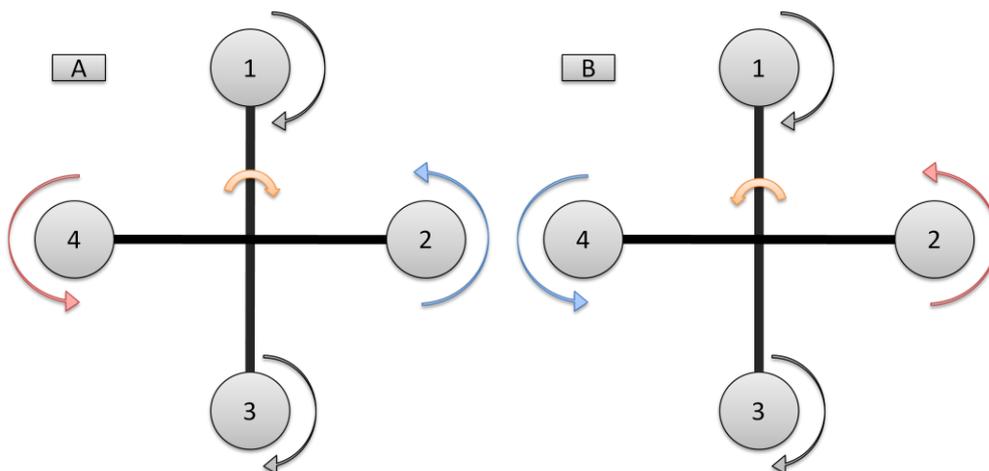


Figura 47 – Movimento Roll

Para simplificar estes movimentos, na Tabela 6, encontra-se elaborado um pequeno resumo dos movimentos do *QuadRotor* em relação às rotações de cada motor (Baseado em [52]).

Tabela 6 – Resumo das rotações dos motores e seu movimento

Motores	1	2	3	4	Ação
h	+	+	+	+	Deslocamento Vertical Positivo
h	-	-	-	-	Deslocamento Vertical Negativo
ψ	+	-	+	-	Rotação sentido horário no eixo <i>Yaw</i>
ψ	-	+	-	+	Rotação sentido anti-horário no eixo <i>Yaw</i>
θ	+	=	-	=	Rotação no eixo de <i>Pitch</i>
θ	-	=	+	=	Rotação no eixo de <i>Pitch</i>
ϕ	=	-	=	+	Rotação no eixo de <i>Roll</i>
ϕ	=	+	=	-	Rotação no eixo de <i>Roll</i>

4.2 Fusão sensorial

A fusão sensorial tem como principal objectivo fundir informação proveniente de vários sensores de forma a criar um sistema que permita obter uma informação mais precisa, mais robusta e melhor que a obtida individualmente por cada sensor. Estes algoritmos integram técnicas de detecção de falhas nos sensores, de modo a que a saída se mantenha aceitável mesmo na ocorrência de erros nas leituras.

Após apresentados os sensores utilizados para aquisição de dados no decorrer do projecto, serão agora apresentados neste subcapítulo os conceitos matemáticos e algoritmos necessários para fundir as saídas dos sensores. Existem várias técnicas de fusão sensorial. Neste subcapítulo, o seu desenvolvimento será progressivo, começando por um nível básico de complexidade, até atingir a completa implementação da fusão sensorial.

4.2.1 Inclinação usando acelerómetro

Para controlar a estabilidade do *QuadRotor*, é importante conhecer os seus ângulos de *Pitch*, *Roll* e *Yaw*. Tal como referido no subcapítulo 3.8.1, o acelerómetro pode funcionar como um inclinómetro. Para um acelerómetro funcionar como um inclinómetro, ele usa o vector da Força Gravítica e a projecção sobre os eixos do acelerómetro para determinar o ângulo de inclinação.

4.2.1.1 Inclinação utilizando acelerómetro de 1 eixo

Utilizando um dos eixos do acelerómetro e através do cálculo de simples equações trigonométricas aplicadas na Figura 48, é possível obter a inclinação.

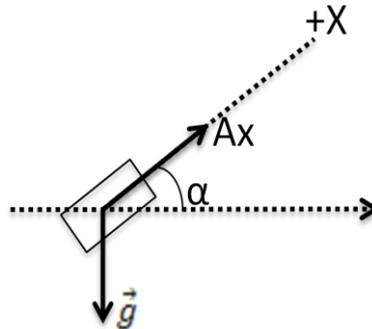


Figura 48 – Inclinação utilizando acelerómetro de 1 eixo

O acelerómetro mede a projecção do vector Gravidade sobre o eixo X , que produz um valor de aceleração igual ao *seno* do ângulo entre o eixo X do acelerómetro e o plano horizontal, normalmente considerado como o plano ortogonal ao vector Gravidade. Para um valor ideal da gravidade de $1g$, a saída da aceleração é dada através da Equação 3, [53] [54]:

$$Ax = 1g \sin \alpha \quad \text{Equação 3}$$

Modificando a Equação 3, é então possível obter o ângulo de inclinação através da Equação 4:

$$\alpha = \arcsin \frac{Ax}{g} \quad \text{Equação 4}$$

Nesta abordagem em que se utiliza apenas um dos eixos e que requer o vector gravidade, o seu ângulo de inclinação calculado é rigoroso se apenas existir rotação no eixo do X . Caso se aplique rotação em qualquer um dos outros eixos a magnitude da aceleração no eixo do X reduz, o que se traduz no erro do ângulo de inclinação calculado [54]. Para eliminar este erro, é necessário utilizar mais do que um eixo.

4.2.1.2 Inclinação utilizando acelerómetro de 3 eixos

Utilizando os 3 eixos do acelerómetro é possível calcular o *Pitch* e o *Roll* analisando geometricamente a Figura 49. O *Pitch* (θ) e o *Roll* (ϕ) são definidos como os ângulos do eixo X e Y em relação ao plano horizontal, respectivamente.

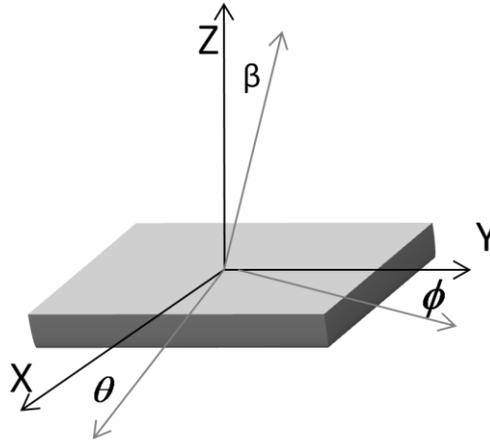


Figura 49 – Inclinação utilizando acelerómetro de 3 eixo

Usando simples equações trigonométricas, obtém-se as seguintes Equação 5 e Equação 6 [53] [54] [55]:

$$Pitch = \theta = \arctan \frac{Ax}{\sqrt{Ay^2 + Az^2}} \quad \text{Equação 5}$$

$$Roll = \phi = \arctan \frac{Ay}{\sqrt{Ax^2 + Az^2}} \quad \text{Equação 6}$$

Além destas fórmulas, pode-se ainda utilizar outro método para melhorar a precisão do acelerómetro quando utilizado como inclinómetro. Como demonstrado na Figura 50, para o mesmo valor de aceleração podem existir 2 ângulos diferentes. Para combater esta ambiguidade, dividiu-se a inclinação de 0 graus a 360 graus do acelerómetro em quatro quadrantes. Assim utilizando o sinal da saída do eixo Z, é possível calcular qual a inclinação correcta, para o mesmo valor de aceleração em X [55].

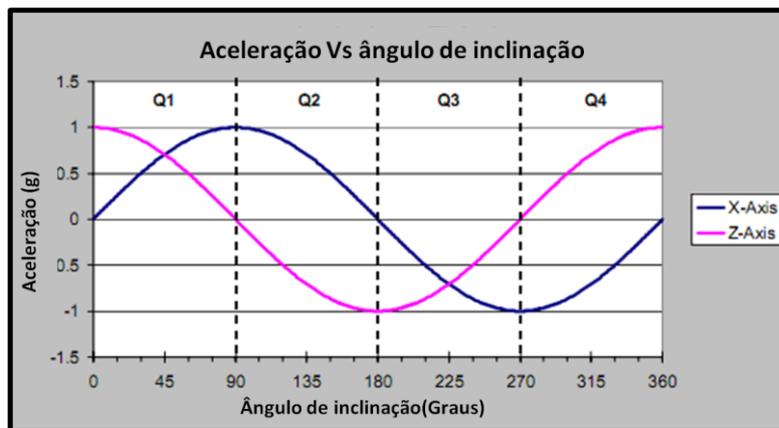


Figura 50 – Pitch 0 a 360° [55]

4.2.1.3 Limitações do acelerómetro como inclinómetro

Como foi demonstrado, o cálculo da inclinação com o acelerómetro é bastante simples de se efectuar, no entanto, estes dispositivos têm limitações. Quando utilizados em ambientes vibrantes ou quando se movem rapidamente, como estão sujeitos a acelerações externas, as fórmulas enunciadas no subcapítulo 4.2.1.2 irão conter erros. Outra das limitações deste dispositivo é a impossibilidade de obtenção do ângulo *Yaw*. Utilizar apenas o acelerómetro para esta aplicação não é o suficiente, sendo necessário utilizar outros dispositivos para melhorar a sua performance e obter ângulos precisos de *Pitch*, *Roll* e *Yaw*.

4.2.2 Fusão de Acelerómetro e giroscópio

Foi observado que devido aos erros associados às acelerações externas e incapacidade de detecção do ângulo *Yaw*, o acelerómetro sozinho não é uma solução credível. Outro método comum para determinar a inclinação utilizando um giroscópio, é integrar os valores da sua saída. No entanto, este método também não é o melhor visto que por vezes, mesmo com o giroscópio em repouso há uma rotação aparente, devido ao erro associado à integração, também conhecido como *drift* ou deriva [54]. Por outro lado, o giroscópio não está sujeito a acelerações externas, sendo o seu valor de saída, velocidade angular, bastante confiável.

Ambos os métodos possuem limitações, no entanto, também possuem vantagens e utilizando os 2 dispositivos em conjunto é possível obter-se uma boa leitura da inclinação do *QuadRotor*. Neste subcapítulo irá demonstrar-se de forma resumida uma simples fusão entre o acelerómetro e o giroscópio, baseada nas equações presentes na referência bibliográfica [43] onde pode ser vista a fusão de forma pormenorizada.

O giroscópio de 3 eixos mede a velocidade angular em cada um dos seus eixos, X , Y e Z . Observando a Figura 51, sabe-se que R_{xz} e R_{yz} são a projecção do vector R no plano XZ e YZ , respectivamente. Sabe-se ainda que A_{xz} é definido como o ângulo entre R_{xz} e o plano Z , da mesma forma A_{yz} é definido como o ângulo entre R_{yz} e o plano Z .

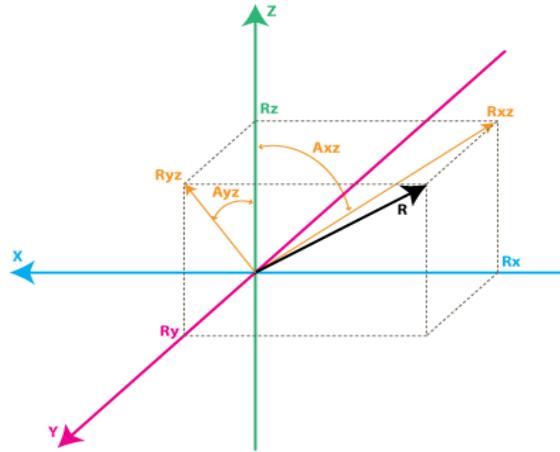


Figura 51 – Projecção dos ângulos da Fusão entre giroscópio e acelerómetro [43]

Irá agora analisar-se os valores que serão úteis na obtenção de uma estimativa mais precisa. O resultado da estimativa será dado por $RxEst$, $RyEst$ e $RzEst$, que dará os valores corrigidos através dos dados do giroscópio e do resultado da estimativa do instante anterior. No instante inicial $REst(0) = RAcc(0)$, ou seja igual ao valor da força inercial medida pelo acelerómetro no instante zero. O $RAcc$ é dado pela leitura actual do acelerómetro e pode ser representado como $RxAcc$, $RyAcc$ e $RzAcc$.

O giroscópio mede a taxa de variação do ângulo, $RateAxz$ e $RateAyz$ são as velocidades angulares lidas pelo giroscópio. A estimacção do novo ângulo é dada pela Equação 7 e pela Equação 8:

$$Axz(n) = Axz(n - 1) + RateAxz(n) * T \quad \text{Equação 7}$$

$$Ayz(n) = Axz(n - 1) + RateAyz(n) * T \quad \text{Equação 8}$$

Conhecendo $REst(n - 1)$ é possível saber o valor de Axz do instante anterior a partir da Equação 9 e Equação 10:

$$Axz(n - 1) = atan2(RxEst(n - 1), RzEst(n - 1)) \quad \text{Equação 9}$$

$$Ayz(n - 1) = atan2(RyEst(n - 1), RzEst(n - 1)) \quad \text{Equação 10}$$

O $Rgyro$ é obtido pela estimativa do instante anterior e pela leitura actual do giroscópio, como pode ser observado nas seguintes Equação 11, Equação 12 e Equação 13:

$$RxGyro(n) = \frac{\sin(Axz(n))}{\sqrt{(1 + \cos^2(Axz(n)) * \tan^2(Ayz(n)))}} \quad \text{Equação 11}$$

$$RyGyro(n) = \frac{\sin(Axz(n))}{\sqrt{(1 + \cos^2(Ayz(n)) * \tan^2(Axz(n)))}} \quad \text{Equação 12}$$

$$RzGyro(n) = \sqrt{(1 - RxGyro(n)^2 - RyGyro(n)^2)} \quad \text{Equação 13}$$

Por fim a partir de $RAcc$ do acelerómetro e $RGyro$ do giroscópio, é possível efectuar a fusão sensorial $REst$ através de uma média ponderada pelas seguintes Equação 14, Equação 15 e Equação 16:

$$RxEst(n) = \frac{(RxAcc(n) + RxGyro(n) * wGyro)}{(1 + wGyro)} \quad \text{Equação 14}$$

$$RyEst(n) = \frac{(RyAcc(n) + RyGyro(n) * wGyro)}{(1 + wGyro)} \quad \text{Equação 15}$$

$$RzEst(n) = \frac{(RzAcc(n) + RzGyro(n) * wGyro)}{(1 + wGyro)} \quad \text{Equação 16}$$

O $WGyro$ indica a confiança do giroscópio em relação ao acelerómetro. Para terminar a fusão sensorial basta apenas normalizar o vector R .

4.2.3 Fusão Bússola digital e acelerómetro

O algoritmo de inclinação compensada é uma fusão sensorial que utiliza um magnetómetro de 3 eixos e um acelerómetro de 3 eixos.

O magnetómetro, como todos os dispositivos magnéticos, está sujeito ao campo magnético da terra. Dessa forma, é possível calcular a orientação em relação ao norte magnético, chamado de ângulo de Azimute ou Heading. O acelerómetro mede a componente da gravidade da terra e é utilizado para medir os ângulos de inclinação *Pitch* e *Roll* para compensação. Com o algoritmo apresentado neste subcapítulo é possível calcular os 3 ângulos *Yaw*, *Pitch* e *Roll* [56] [57].

Supondo que o dispositivo está nivelado, contendo os ângulos de *Pitch* e *Roll* o valor 0, o ângulo Heading ou *Yaw* pode ser determinado a partir da Figura 52.

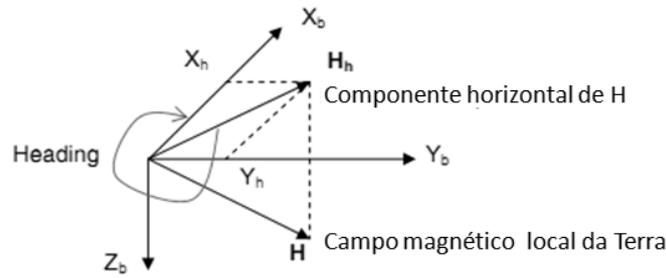


Figura 52 – Cálculo de Heading [56]

O campo magnético H possui uma componente fixa H_h no plano horizontal a apontar para o norte magnético da terra. Essa componente pode ser medida pelos eixos X_M e Y_M do sensor magnético chamados de X_h e Y_h . O ângulo *Heading* pode assim ser calculado pela seguinte Equação 17 [56] [57]:

$$heading = \arctan(Y_h / X_h) \quad \text{Equação 17}$$

No caso de o dispositivo estar inclinado, como demonstra a Figura 53, os erros introduzidos pela inclinação podem ser muito grandes, dessa forma a equação anterior não pode ser aplicada directamente.

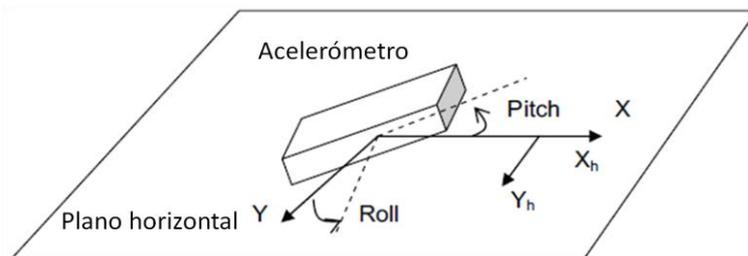


Figura 53 – Dispositivo Bússola e acelerómetro inclinado [56]

O método mais usual é utilizar um acelerómetro de 3 eixos a funcionar como inclinómetro para compensar as medições do sensor magnético X_M , Y_M e Z_M , de forma a obter-se X_h e Y_h através das seguintes Equação 18 e Equação 19 [56]:

$$X_h = X_M \cos(pitch) + Z_M \sin(pitch) \quad \text{Equação 18}$$

$$Y_h = X_M \sin(roll)\sin(pitch) + Y_M \cos(roll) - Z_M \sin(roll)\cos(pitch) \quad \text{Equação 19}$$

Após a obtenção de X_h e Y_h , é possível então obter o *Heading* utilizando a Equação 17. No entanto, isto corrige os problemas da inclinação mas, como utiliza o acelerómetro, continua a ter os mesmos problemas associados ou seja, com o ruído e acelerações externas este dispositivo vai continuar a conter erros nas suas leituras.

4.2.4 Filtro de Orientação e Atitude

No decorrer deste relatório demonstraram-se alguns algoritmos para controlar a orientação do *QuadRotor*, orientação usando um acelerómetro, fusão entre acelerómetro e giroscópio e fusão entre acelerómetro e magnetómetro. No entanto, todas elas envolviam acumulação de erros.

No presente subcapítulo será apresentado um algoritmo de estimação *Attitude and Heading Reference Systems (AHRS)* utilizado para orientação e atitude de um *QuadRotor* através da fusão dos 3 sensores inerciais (acelerómetro, giroscópio e magnetómetro), capaz de medir os 3 ângulos de orientação *Yaw, Pitch* e *Roll*. Para o conjunto destes 3 sensores é normalmente utilizado o termo *Magnetic, Angular Rate, and Gravity (MARG)* sensor.

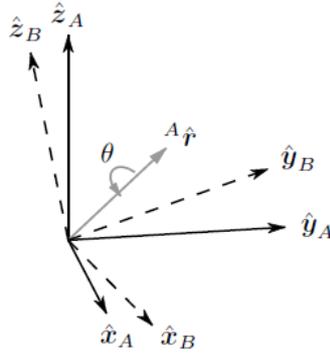
O filtro utilizado é baseado no algoritmo de Sebastian O.H. Madgwick [58], actualmente utilizado em numerosas aplicações de orientação. O filtro tira vantagem da sua rapidez, precisão e processamento reduzido em comparação a outros filtros de orientação, permitindo assim ser utilizado até em processadores de baixo custo. O algoritmo utiliza Quaterniões para representar orientações e efectua a compensação da distorção magnética e do *drift* do Giroscópio.

4.2.5 Quaterniões

Um quaternião é um número complexo de 4 dimensões, que fornece uma notação matemática adequada para representar orientações e rotações de objectos num espaço tridimensional.

Qualquer orientação arbitrária de A para B pode ser conseguida através de uma rotação θ em torno de um vector $A\vec{r}$ definido numa base fixa de eixos x , y e z ortogonais entre si como enunciados na Figura 54. O quaternião que descreve a rotação é dado pela Equação 20, onde r_x , r_y e r_z definem as componentes x , y e z do vector $A\vec{r}$ [58].

$$\vec{q} = [q1 \ q2 \ q3 \ q4] = \left[\cos \frac{\theta}{2} \quad -r_x \sin \frac{\theta}{2} \quad -r_y \sin \frac{\theta}{2} \quad -r_z \sin \frac{\theta}{2} \right] \quad \text{Equação 20}$$


 Figura 54 - Rotação de A para B em relação a $A\hat{r}$ [58]

A composição de duas direcções pode ser dada pelo produto de dois quaterniões. Para dois quaterniões, A e B, o seu produto que não é comutativo, pode ser descrito pela regra de Hamilton descrita na Equação 21.

$$A \otimes B = [a1 \ a2 \ a3 \ a4] \otimes [b1 \ b2 \ b3 \ b4] = \begin{bmatrix} a1b1 & -a2b2 & -a3b3 & -a4b4 \\ a1b2 & +a2b1 & +a3b4 & -a4b3 \\ a1b3 & -a2b4 & +a3b1 & +a4b2 \\ a1b4 & +a2b3 & -a3b2 & +a4b1 \end{bmatrix}^T \quad \text{Equação 21}$$

Antes de ser efectuado qualquer cálculo o quaternião deverá ser normalizado usando a Equação 22.

$$\vec{q}_{normalizado} = \frac{\vec{q}}{\|\vec{q}\|} = \frac{\vec{q}}{\sqrt{(q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2)}} \quad \text{Equação 22}$$

Um vector tridimensional pode ser rodado por um quaternião usando a Equação 23, A_v e B_v são o mesmo vector que se encontra descrito na base A e base B respectivamente, onde cada vector tem um zero na primeira posição, fazendo uma coluna de 4 elementos.

$$B_v = {}^A_B \hat{A} \otimes A_v \otimes {}^A_B A^* \quad \text{Equação 23}$$

Uma rotação descrita pelo quaternião ${}^A_B \vec{q}$ de A para B pode ser descrita na matriz de rotação ${}^A_B R$ descrita na Equação 24.

$${}^A_B R = \begin{bmatrix} 2q_3^2 - 1 + 2q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2q_2^2 - 1 + 2q_4^2 & 2(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 + q_1q_3) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) & 2q_2^2 - 1 + 2q_3^2 \end{bmatrix} \quad \text{Equação 24}$$

A forma mais intuitiva de interpretar a orientação de um *QuadRotor* para o Ser Humano, é utilizar ângulos de Euler. A representação de um quaternião \vec{q} em ângulos

de Euler $\psi(Yaw)$, $\theta(Pitch)$ e $\phi(Roll)$ é dada pelas Equação 25, Equação 26 e Equação 27 [58].

$$\psi = \text{Atan}(2q_2q_3 - 2q_1q_4, 2q_1^2 + 2q_2^2 - 1) \quad \text{Equação 25}$$

$$\theta = -\text{ArcSin}(2q_2q_4 + 2q_1q_3) \quad \text{Equação 26}$$

$$\phi = \text{Atan}(2q_3q_4 - 2q_1q_2, 2q_1^2 + 2q_4^2 - 1) \quad \text{Equação 27}$$

4.2.6 Compensação da distorção magnética

As medições do campo magnético da terra sofrem distorções devido à presença de elementos magnéticos próximos do magnetómetro, estas distorções prejudicam o desempenho da orientação, devido a erros de medida. No entanto, isto pode ser corrigido com uma referência adicional de inclinação dada pelo acelerómetro.

As medições do campo magnético da terra $E_{\hat{h}_t}$, podem ser calculadas como a medição do magnetómetro normalizado $S_{\hat{m}_t}$, rodado pela estimação dada pelo filtro ${}^S_{\hat{E}}\hat{q}_{est,t-1}$, como pode ser visto na Equação 28.

$$E_{\hat{h}_t} = [0 \quad h_x \quad h_y \quad h_z] = {}^S_{\hat{E}}\hat{q}_{est,t-1} \otimes S_{\hat{m}_t} \otimes {}^S_{\hat{E}}\hat{q}_{est,t-1}^* \quad \text{Equação 28}$$

Assim, uma inclinação errada do campo magnético da terra $E_{\hat{h}_t}$, pode ser corrigida se a direcção do filtro de referência $E_{\hat{b}_t}$ tiver a mesma inclinação. Isto é obtido através da computação de $E_{\hat{b}_t}$ como $E_{\hat{h}_t}$ normalizado para ter apenas componentes em x e z como visto na Equação 29.

$$E_{\hat{b}_t} = \left[0 \quad \sqrt{(h_x^2 + h_y^2)} \quad 0 \quad h_z \right] \quad \text{Equação 29}$$

Ao fazer a compensação magnética, garante-se, que as perturbações magnéticas são limitadas e que afecta apenas a estimada componente Heading da orientação. Desta forma, elimina também a necessidade de uma direcção de referência do campo electromagnético [58] [59].

4.2.7 Orientação através da aceleração angular

A velocidade angular do giroscópio nos 3 eixos x, y e z é dada por w_x, w_y e w_z respectivamente, e pode ser disposta no seguinte vector S_w definido pela Equação 30:

$$S_w = [0 \quad w_x \quad w_y \quad w_z] \quad \text{Equação 30}$$

A derivação quaternial que descreve a taxa de mudança da orientação da terra em relação ao sensor, ${}^S_E\dot{q}$, pode ser calculado pela Equação 31.

$${}^S_E\dot{q} = \frac{1}{2} {}^S_E\hat{q} \otimes S_w \quad \text{Equação 31}$$

A orientação da terra, relativamente ao sensor no tempo, ${}^S_E\hat{q}_{w,t}$, pode ser calculada integrando numericamente a derivação quaternial ${}^S_E\dot{q}_{w,t}$, como descrito nas Equação 32 e Equação 33, desde que as condições iniciais sejam conhecidas. Nestas equações, S_{wt} , a velocidade angular medida no tempo t , Δt é o período de amostragem e ${}^S_E\hat{q}_{est,t-1}$ é a orientação estimada anterior. O w , indica que o quaternião é calculado por velocidade angular [58] [59].

$${}^S_E\dot{q}_{w,t} = \frac{1}{2} {}^S_E\hat{q}_{est,t-1} \otimes S_{wt} \quad \text{Equação 32}$$

$${}^S_E\hat{q}_{w,t} = \frac{1}{2} {}^S_E\hat{q}_{est,t-1} \otimes {}^S_E\dot{q}_{w,t} \cdot \Delta t \quad \text{Equação 33}$$

4.2.8 Orientação por observação vectorial e compensação do giroscópio

A abordagem anterior está teoricamente correcta, mas na prática os erros numéricos e o *drift* do Giroscópio irão adicionar progressivamente erros à estimação da orientação calculada. A ideia deste algoritmo de fusão é utilizar a observação dos vectores gravidade e fluxo magnético da terra obtidos a partir do acelerómetro e do magnetómetro, para calcular uma medição compensada de S_w , chamada S_{wc} , que limitará o *drift* no cálculo da estimação.

Considera-se agora o eixo dos xx , o eixo Norte-Sul, com Norte positivo, o eixo dos yy , o eixo Este-Oeste com Este positivo, e o eixo dos zz , o eixo normal à superfície da terra onde a parte positiva aponta para o centro da terra. Com o veículo na posição inicial, todos os ângulos a zero e a apontar para norte, através da matriz rotação é possível calcular os quaterniões correspondentes ao campo gravítico e magnético. A convenção adequada será assumir que o campo gravítico $E_{\hat{g}}$ aponta na direcção do centro da terra no eixo dos zz , como apresenta a Equação 34. Com base na Equação 23, efectuando o produto de $E_{\hat{g}}$ pela matriz rotação R associada aos quaterniões, permite

calcular a componente gravítica $S_{\hat{a}}$, Equação 35, a partir de qualquer quaternião, segundo a Equação 36.

$$E_{\hat{g}} = [0 \ 0 \ 0 \ 1] \quad \text{Equação 34}$$

$$S_{\hat{a}} = [0 \ a_x \ a_y \ a_z] \quad \text{Equação 35}$$

$$S_{\hat{a}} = E_{\hat{g}} * R = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 2q_3^2 - 1 + 2q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2q_2^2 - 1 + 2q_4^2 & 2(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 + q_1q_3) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) & 2q_2^2 - 1 + 2q_3^2 \end{bmatrix} \quad \text{Equação 36}$$

Simplificando a Equação 36, obtém-se Equação 37:

$$S_{\hat{a}} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2q_2^2 - 1 + 2q_3^2 \end{bmatrix} \quad \text{Equação 37}$$

O processo repete-se para o campo magnético, assumindo-se que o campo magnético $E_{\hat{b}}$ tem valores no eixo dos xx e dos zz como visto na Equação 38. Com base na Equação 23, efectuando o produto de $E_{\hat{b}}$ pela matriz rotação R permite-se calcular a componente magnética $S_{\hat{m}}$ (Equação 39), através da Equação 40.

$$E_{\hat{b}} = [0 \ b_x \ 0 \ b_z] \quad \text{Equação 38}$$

$$S_{\hat{m}} = [0 \ m_x \ m_y \ m_z] \quad \text{Equação 39}$$

$$S_{\hat{m}} = E_{\hat{b}} * R = \begin{bmatrix} b_x \\ 0 \\ b_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 2q_3^2 - 1 + 2q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) & 2(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2(q_2q_3 - q_1q_4) & 2q_2^2 - 1 + 2q_4^2 & 2(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2(q_2q_4 + q_1q_3) & 2(q_3q_4 - q_1q_2) & 2q_2^2 - 1 + 2q_3^2 \end{bmatrix} \quad \text{Equação 40}$$

Simplificando então a Equação 40, obtém-se a componente magnética pela Equação 41.

$$S_{\hat{m}} = \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_x(2q_3^2 - 1 + 2q_4^2) & + & 2b_z(q_2q_4 - q_1q_3) \\ 2b_x(q_2q_3 - q_1q_4) & + & 2b_z(q_3q_4 + q_1q_2) \\ 2b_x(q_2q_4 + q_1q_3) & + & b_z(2q_2^2 - 1 + 2q_3^2) \end{bmatrix} \quad \text{Equação 41}$$

Agora pode-se expressar o erro cometido entre a orientação correcta e a estimada como o produto cruzado entre a orientação dos campos de referência e a direcção medida pelos sensores, apresentada na Equação 42. O erro total é a soma do erro do acelerómetro mais o erro do giroscópio.

$$e_n = S_{an} \times S_{an-1} + S_m \times S_{mn-1}$$

Imediatamente, é possível controlar o erro obtido no decorrer das leituras integrando e_n , obtendo-se $S(e_n)$ através da Equação 43, onde Ki é o ganho que regula a taxa de convergência dos desvios do giroscópio.

$$S(e_n) = S(e_{n-1}) + e_n * Ki$$

Por fim é possível calcular uma medição do giroscópio compensada S_{wc} , através da Equação 44, que deverá substituir S_{wn} na Equação 32 de forma a obter uma estimação da direcção distinta. O ganho regula a taxa de convergência do acelerómetro e magnetómetro [58] [59] [60].

$$S_{wc} = S_w + e_n * Kp + S(e_n)$$

4.2.9 Diagrama de blocos do filtro

Devido à complexidade matemática do algoritmo apresentado, será demonstrada a sua implementação, em código C de acordo com as respectivas equações. Para isso, será utilizado o diagrama de blocos presente na Figura 55, de modo a facilitar a sua compreensão.

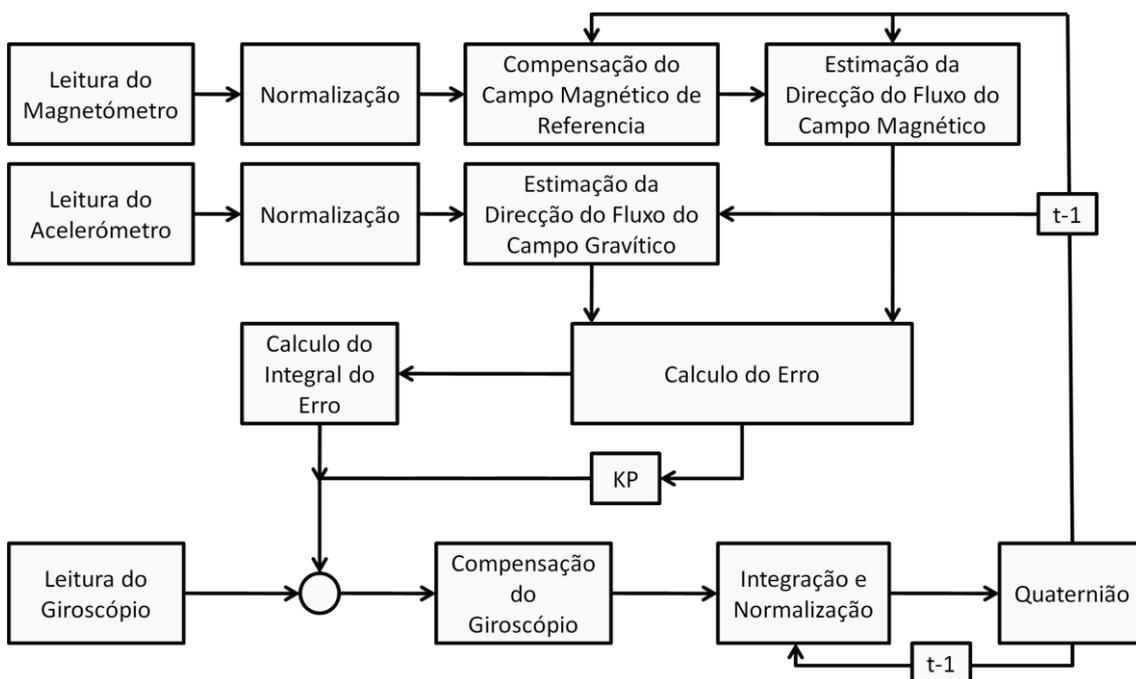


Figura 55 – Diagrama de blocos do Filtro AHRS

Inicialmente, as leituras dos sensores necessitam de ser normalizadas, para tal utiliza-se a Equação 22, que em linguagem C pode ser descrita no seguinte código. Onde a_x , a_y e a_z são os dados obtidos pelo acelerómetro e m_x , m_y e m_z os dados obtidos pelo magnetómetro.

```

norm = sqrt(ax*ax + ay*ay + az*az);
ax = ax / norm;
ay = ay / norm;
az = az / norm;
norm = sqrt(mx*mx + my*my + mz*mz);
mx = mx / norm;
my = my / norm;
mz = mz / norm;

```

De seguida é feita a compensação do campo magnético da terra pela Equação 28 e Equação 29. Onde q_0 , q_1 , q_2 e q_3 são elementos do quaternião que representam a orientação estimada.

```

hx = 2*mx*(0.5 - q2q2 - q3q3) + 2*my*(q1q2 - q0q3) + 2*mz*(q1q3 + q0q2);
hy = 2*mx*(q1q2 + q0q3) + 2*my*(0.5 - q1q1 - q3q3) + 2*mz*(q2q3 - q0q1);
hz = 2*mx*(q1q3 - q0q2) + 2*my*(q2q3 + q0q1) + 2*mz*(0.5 - q1q1 - q2q2);
bx = sqrt((hx*hx) + (hy*hy));
bz = hz;

```

Depois de compensado o campo magnético, é estimada a direcção do fluxo do campo gravítico e magnético pelas Equação 36 e Equação 40, respectivamente.

```

vx = 2*(q1q3 - q0q2);
vy = 2*(q0q1 + q2q3);
vz = q0q0 - q1q1 - q2q2 + q3q3;
wx = 2*bx*(0.5 - q2q2 - q3q3) + 2*bz*(q1q3 - q0q2);
wy = 2*bx*(q1q2 - q0q3) + 2*bz*(q0q1 + q2q3);
wz = 2*bx*(q0q2 + q1q3) + 2*bz*(0.5 - q1q1 - q2q2);

```

Obtendo a estimação do campo gravítico e magnético, é calculado o erro na Equação 42, que será integrado na Equação 43.

```

ex = (ay*vz - az*vy) + (my*wz - mz*wy);
ey = (az*vx - ax*vz) + (mz*wx - mx*wz);
ez = (ax*vy - ay*vx) + (mx*wy - my*wx);
exInt = exInt + ex*Ki;
eyInt = eyInt + ey*Ki;
ezInt = ezInt + ez*Ki;

```

Efectuados todos os cálculos, a medição ajustada do giroscópio, Equação 33, é substituída na Equação 44 de modo a obter a orientação estimada pelo quaternião.

```

gx = gx + Kp*ex + exInt;
gy = gy + Kp*ey + eyInt;
gz = gz + Kp*ez + ezInt;
iq0 = (-q1*gx - q2*gy - q3*gz)*halfT;
iq1 = (q0*gx + q2*gz - q3*gy)*halfT;
iq2 = (q0*gy - q1*gz + q3*gx)*halfT;
iq3 = (q0*gz + q1*gy - q2*gx)*halfT;
q0 += iq0;
q1 += iq1;
q2 += iq2;
q3 += iq3;

```

Por fim, é apenas necessário voltar a normalizar o quaternião recorrendo de novo à Equação 22.

```

norm = sqrt(q0*q0 + q1*q1 + q2*q2 + q3*q3);
q0 = q0 / norm;
q1 = q1 / norm;
q2 = q2 / norm;
q3 = q3 / norm;

```

4.3 Controlo do Sistema

O controlo de atitude é responsável pela estabilização do movimento do *QuadRotor*. Com base nas aplicações descritas na Tabela 1 do capítulo 2, o *QuadRotor* deve manter-se sempre com voo estável a determinada altitude. Para compensar as instabilidades do voo, foi utilizada a técnica de controlo *PID*. A Figura 56 mostra o

diagrama de blocos do sistema em malha fechada. O uso desta técnica é bastante comum e geralmente eficiente em diversas aplicações [12] [15] [16] [18] [29] [52] [61].

O controlo *PID* possui como vantagens a utilização de cada uma das suas acções de controlo, proporcional, integrativo e derivativo. Outra grande vantagem é a afinação dos seus parâmetros sem conhecimento prévio do modelo matemático do sistema. Os seus parâmetros podem ser obtidos recorrendo a métodos apropriados, tais como o método de *Ziegler-Nichols* [29] [61].

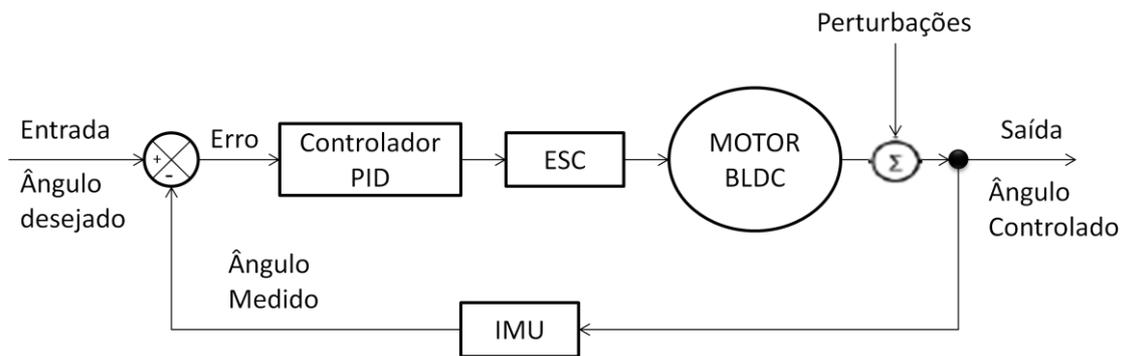


Figura 56 - Diagrama de blocos em malha fechada

A Equação 45 descreve a combinação dos 3 parâmetros *PID*, onde $u(t)$ é o sinal de comando à saída do controlador *PID*. O valor de Kp é a constante de ganho proporcional, o valor Ti é o tempo integral e o valor Td é o tempo derivativo [61].

$$u(t) = Kp * e(t) + \frac{Kp}{Ti} \int e(t)dt + KpTd * \frac{d e(t)}{dt} \quad \text{Equação 45}$$

O valor $e(t)$ é o erro entre o ângulo desejado e o ângulo medido no instante de tempo t , e pode ser descrito pela Equação 46 [61].

$$e(t) = \hat{a}d(t) - \hat{a}m(t) \quad \text{Equação 46}$$

A função de transferência do sistema pode ser dada pela Equação 47 [61].

$$\frac{U(s)}{E(s)} = Kp \left(1 + \frac{1}{Ti s} + Td s \right) \quad \text{Equação 47}$$

4.3.1 Regra de Ziegler-Nichols

A regra de Ziegler-Nichols, como já referido, permite calcular Kp , Ti e Td , com base nas características da resposta transitória de um sistema. Existem 2 métodos, um

deles em malha aberta e o outro em malha fechada. Neste documento será apenas apresentado o método em malha fechada, relevante para o sistema.

O método em malha fechada baseia-se na avaliação da amplitude e frequência das oscilações do sistema no seu limite de instabilidade. Primeiro, coloca-se $Ti = \infty$ e $Td = 0$, e de seguida aumenta-se o ganho proporcional até o sistema começar a oscilar linearmente como mostra a Figura 57. Quando isso acontece, regista-se o valor do ganho e do período crítico K_{cr} e P_{cr} respectivamente [61].

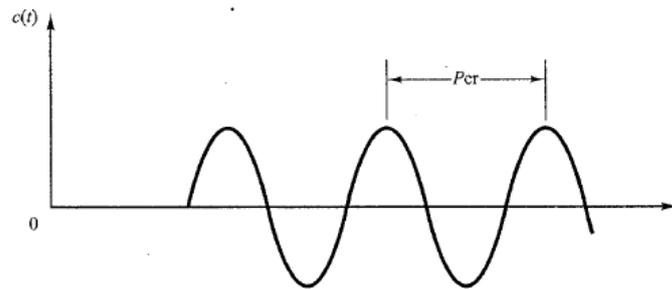


Figura 57 – Oscilação linear [61]

Após a obtenção do K_{cr} e P_{cr} é possível calcular Kp , Ti e Td , utilizando a substituição do ganho e período crítico na seguinte Tabela 7 (baseada em [61]).

Tabela 7 - Método de Ziegler-Nichols em malha fechada

Tipo de controlo	Kp	Ti	Td
P	$0.5 K_{cr}$	∞	0
PI	$0.45 K_{cr}$	$\frac{1}{1.2} P_{cr}$	0
PID	$0.6 K_{cr}$	$0.5 P_{cr}$	$0.125 P_{cr}$

4.3.2 Ajuste de parâmetros manualmente

Após a obtenção dos parâmetros através do método Ziegler-Nichols, estes parâmetros poderão e deverão ainda ser ajustados manualmente onde $Kp = kp$, $Ki = \frac{Kp}{Ti}$ e $Kd = Kp Td$. A Tabela 8 (baseada em [29]) apresenta um pequeno resumo com o comportamento obtido pela mudança de cada um dos parâmetros *PID*.

Tabela 8 - Comportamento dos parâmetros *PID*

Parâmetro	<i>Tempo de Subida</i>	<i>Overshoot</i>	<i>Tempo de estabelecimento</i>	<i>Erro em regime permanente</i>
<i>K_p</i>	Diminui	Aumenta	Pequena Variação	Diminui
<i>K_i</i>	Diminui	Aumenta	Aumenta	Elimina
<i>k_d</i>	Pequena Variação	Diminui	Diminui	Pequena Variação

O tempo de subida T_r (*rise time*), é o tempo que o sistema demora a atingir mais de 90% do desejado na primeira oscilação. O *Overshoot* M_p é a diferença entre o valor máximo de pico atingido e o valor final. O Tempo de estabelecimento t_s (*settling time*) é o tempo necessário para que o sistema se encontre numa faixa em torno do valor final. O erro em regime permanente é a diferença entre o valor desejado e o valor medido [29].

5 Implementação e Resultados

O presente capítulo descreve os principais testes efectuados para a realização do projecto, bem como a análise e discussão de resultados obtidos. Este capítulo engloba a actuação e impulsão dos motores e hélices, a placa de circuito impresso desenvolvida para a aplicação, o controlo e estabilidade da plataforma, a fusão sensorial, filtros utilizados e a autonomia. A plataforma desenvolvida é apresentada na seguinte Figura 58.



Figura 58 - QuadRotor desenvolvido

O algoritmo do *software* implementado é apresentado no fluxograma da Figura 59 A. Após o início do programa, é chamada a subrotina Setup, Figura 59 B, onde é inicializado o protocolo de comunicação I2C e o IMU. De seguida são configurados os *timers* 1 e 3, como demonstrado no subcapítulo 5.1, seguindo-se a configuração dos motores. Terminada a subrotina setup, é lido o valor do potenciómetro e obtidos os ângulos após aplicação do filtro. De seguida é efectuado um teste, e se o valor do potenciómetro for inferior a 200 os motores são iniciados, caso contrário é aplicado o controlo *PID* e actuados os motores. Isto porque o motor só entra em rotação com valores de PWM superiores a 200, como explicado no subcapítulo 5.1.2. O execução do programa recomeça depois da subrotina de setup, com uma frequência de 100Hz.

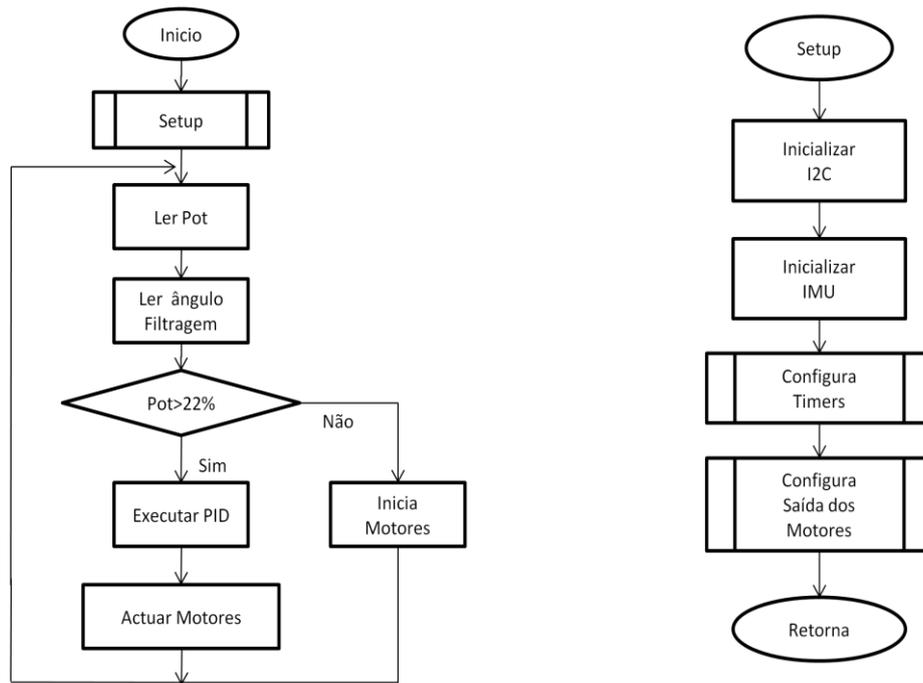


Figura 59 – Fluxogramas do *QuadRotor*

5.1 Actuação e impulsão dos motores e hélices

De modo a medir a impulsão do conjunto motores/hélices, foi efectuado um teste, com as 4 combinações possíveis de equipamento, cada uma delas com duas aproximações possíveis da actuação dos motores. Neste teste, utilizou-se a bateria mencionada no capítulo 3.7 totalmente carregada, e cada teste foi repetido 5 vezes, de modo a fazer-se uma média dos valores obtidos. Uma simples representação do teste é apresentada na Figura 60. Um dos eixos do *QuadRotor* é fixo à plataforma de testes, e no outro é colocada em cada uma das suas extremidades um motor e uma balança. O motor é posto a funcionar à velocidade máxima, exercendo uma força oposta na outra extremidade onde está posicionada a balança de precisão de modo a medir a força exercida pela impulsão do motor/hélice.

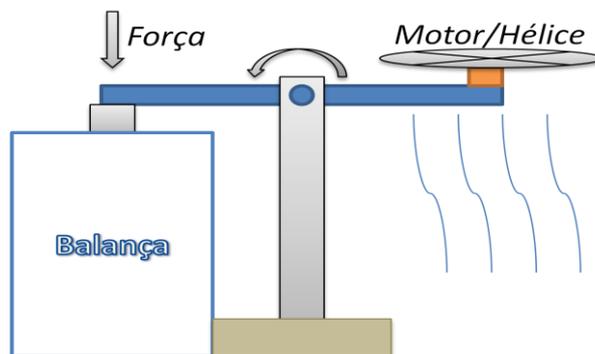


Figura 60 – Teste dos motores

Os resultados das medições efectuadas com os diferentes conjuntos e modos de *PWM* encontram-se descritos na Tabela 9. Tal como referido no subcapítulo 3.3, o conjunto escolhido foi o motor de 880 KV com a hélice 10x4.5, usufruindo de um poder de impulsão suficiente para levantar a estrutura e *Payload* requisitado.

Tabela 9 – Impulsão do conjunto Motores/Hélices bateria 4S

Motor/hélice	PWM 250 Hz 10 Bits Resolução (Impulsão)	PWM 500 Hz 8 Bits Resolução (Impulsão)
880 KV / 10*4.5	1230 g	1240 g
880 KV / 12*4.5	1265 g	1300 g
1120 KV / 10*4.5	1330 g	1370 g
1120 KV / 12*4.5	1360 g	1390 g

5.1.1 Actuação dos motores

A actuação dos motores é feita pelo *ESC*, que recebe um sinal *PWM*. Para este teste utilizou-se 2 modos de *PWM* com resoluções e frequências distintas. A nível de impulsão os 2 modos obtiveram resultados muito semelhantes, no entanto, foram registadas bastantes diferenças no que se refere à gama de actuação e resolução. Com um *PWM* de 8 bits a 500 Hz a gama de actuação era reduzida, o que significa que à mínima alteração na entrada produzia uma grande variação na saída dos motores. Com o *PWM* de 10 bits a 250 Hz a gama de actuação e resolução são superiores, permitindo assim uma melhor opção de controlo, não só para este teste como para a implementação do projecto.

Para configurar o *PWM* no modo *Fast PWM* 10 bits com uma frequência de 250 Hz utilizou-se o *timer1* e *timer3* do AVR1280 por possuir 10 bits de resolução. O código referente à sua configuração pode ser visto no seguinte código. Os seus 4 registos *WGM* são referentes ao modo do *PWM*, e os *CS* são os 3 bits de selecção de *Clock*.

```
void Timer_config(){
    TCCR1B &= ~(1 << WGM13);
    TCCR1B |= (1 << WGM12);
    TCCR1A |= (1 << WGM11);
    TCCR1A |= (1 << WGM10);
    TCCR1B &= ~(1 << CS12);
    TCCR1B |= (1 << CS11);
    TCCR1B |= (1 << CS10);
}
```

Inicialmente na fase de testes, para não se substituir a bateria constantemente, utilizou-se uma fonte de alimentação Univolt DT305DD, que entretanto, se apresentou insuficiente para os requisitos. Esta fonte estava limitada a uma corrente máxima de 4 A, provocando um mau funcionamento quando uma necessidade de corrente por parte do motor era exigida. Em condições normais de funcionamento, existia ainda outro inconveniente, a fonte fornecia uma corrente que oscilava produzindo instabilidade na rotação do motor. Utilizando a bateria, nenhuma destas situações voltou a ocorrer.

5.1.2 Características dos motores

De modo a obter as características dos motores, utilizou-se novamente o método da Figura 60, juntamente com um voltímetro e um amperímetro e, registou-se alguns dos seus valores na Tabela 10. Aumentou-se a velocidade dos motores desde o seu ponto mínimo até ao seu ponto máximo. A actuação dos motores é efectuada com valores de *PWM* de 0 a 1023 devido à resolução de 10 bits do modo de *PWM* utilizado. No entanto, os motores encontram-se com rotação nula (zona morta) aproximadamente desde um *duty cycle* de 0 a 22%, e entram na zona de rotação máxima (saturação) a partir de 54% aproximadamente, o que dá uma largura de actuação de cerca de 390 unidades de *PWM*.

Tabela 10 - Resultados obtidos pelo motor

Duty Cycle	Impulsão	Corrente	Tensão
23%	40 g	0.28 A	16.75 V
28%	360 g	2.73 A	16.28 V
30%	516 g	4.84 A	15.7 V
32%	640 g	6.54 A	15.47 V
35%	940 g	12 A	14.42 V
40%	1132 g	18 A	13.9 V
44%	1160 g	18.6 A	13.2 V
50%	1200 g	18.8 A	12.8 V
55%	1220 g	19 A	12.6 V

Através dos valores da Tabela 10, é possível obter alguns gráficos que relacionam a velocidade dos motores com a impulsão, corrente e tensão.

A

Figura 61 demonstra a relação entre a impulsão dos motores e a corrente consumida, sendo ambas directamente proporcionais ao aumento do Duty Cycle aplicado aos motores. A sua impulsão varia entre 40 g a 1220 g, enquanto a corrente consumida varia entre 280 mA até 19 A. Com um *Duty Cycle* superior a 40 % os valores começam a estabilizar. Teoricamente conjunto dos 4 motores gera uma força de impulsão máxima de 4,8 kg.

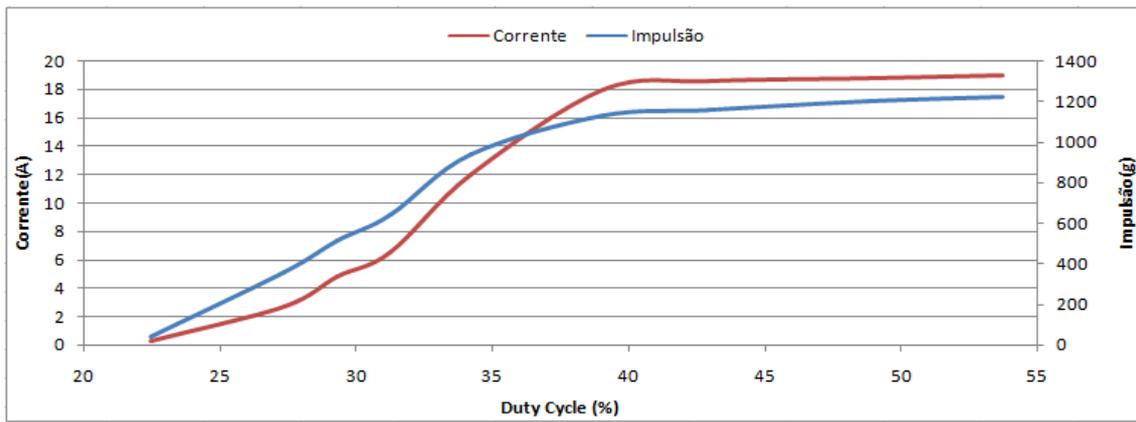


Figura 61 – Corrente Vs Impulsão

5.2 Placa de Circuito Impresso

O *QuadRotor* combina vários componentes electrónicos, que precisam de ser ligados ao microcontrolador. De forma a tornar a plataforma mais fiável, desenvolveu-se e implementou-se uma placa de circuito impresso, *Printed circuit board* (PCB).

Esta placa foi desenvolvida no *software Eagle Cadsoft*, e o seu esquemático pode ser visto na Figura 62. A placa foi desenhada de modo a permitir a utilização de 4 saídas de *PWM* para os motores, 3 portas de comunicação I2C, 2 delas com ligação de alimentação a 3V3 para o IMU6DOF e magnetómetro, outra com ligação de alimentação a 5 V para o Sonar, e ainda 1 entrada analógica para o potenciómetro que servirá de sinal de comando. Foram adicionadas propositadamente saídas auxiliares para utilização em trabalho futuro. São elas 2 saídas *PWM* que podem ser utilizadas por servos motores para direccionar uma câmara de vídeo, uma porta de comunicação série para uso de controlo remoto tais como *XBee/ZigBee* e outra I2C para emparelhar um qualquer dispositivo I2C, e 3 entradas analógicas para possíveis leituras.

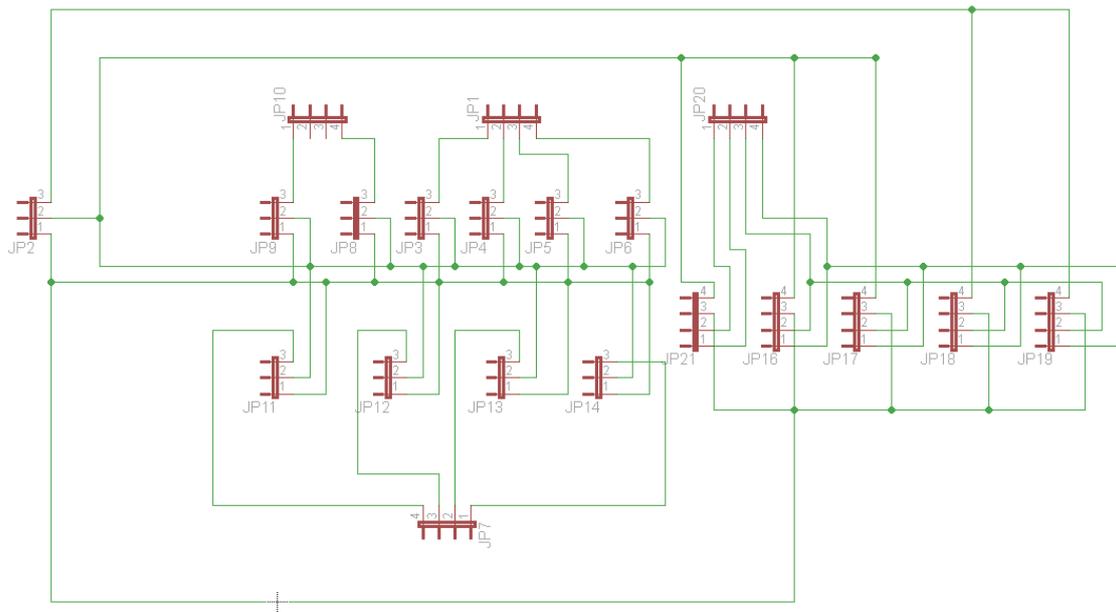


Figura 62 – Esquema eléctrico da placa de controlo

O desenho da placa PCB foi desenvolvido especificadamente de forma a criar um *Shield* básico para o Arduino MEGA e pode ser visto na Figura 63. O uso do *Shield* tem como objectivo evitar a cablagem excessiva e por consequência, problemas relacionados com má conexão, simplificando as ligações dos dispositivos electrónicos utilizados. Desta forma, o *Shield* é conectado directamente ao Arduino.

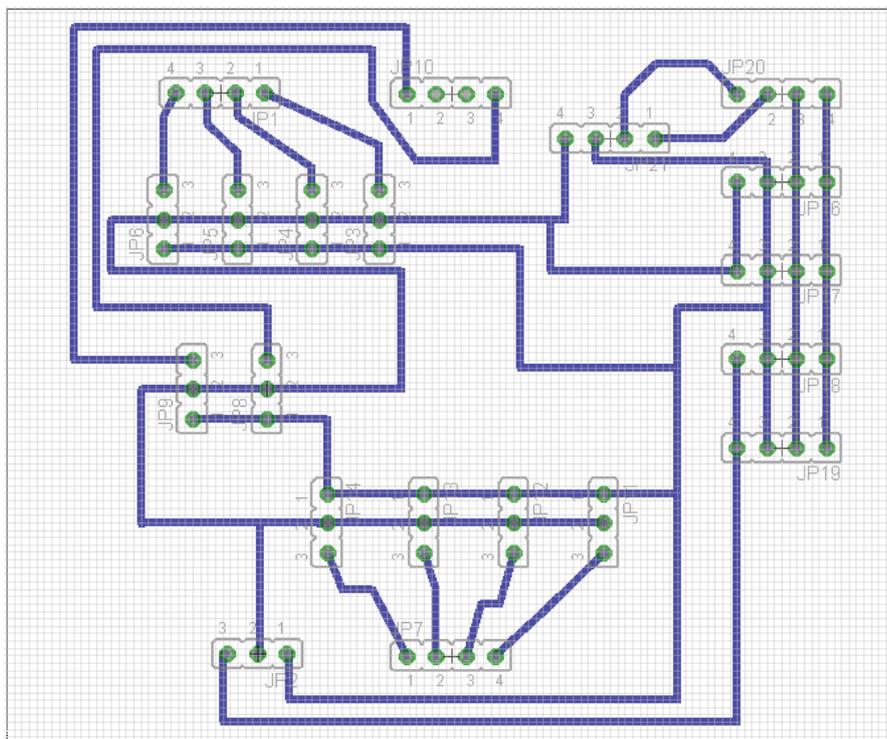


Figura 63 – Desenho da PCB da placa de controlo

5.3 Controlo e estabilidade

De modo a auxiliar no controlo do *QuadRotor* foi utilizada a plataforma da Figura 64, para testar a estabilidade da estrutura para um e dois motores. A plataforma fixa um dos eixos do *QuadRotor*, garantindo que o veículo balança apenas num dos seus eixos, *Pitch* ou *Roll*. A plataforma foi desenvolvida e calibrada de forma a tentar manter o centro de massa correctamente posicionado. Para protecção, foram colocados fios de aço nas suas extremidades, impedindo ângulos superiores a 80 graus, e ainda adicionado um tubo metálico a cada extremidade, de modo a proteger as hélices contra possíveis colisões.

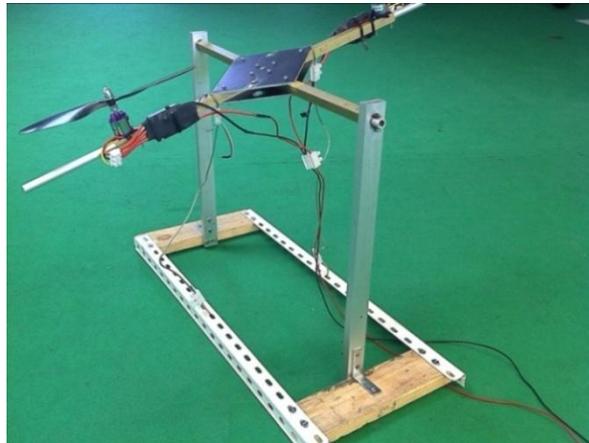


Figura 64 – Plataforma de testes

Para o teste de estabilidade de um motor utilizou-se o modelo presente na Figura 65. A. Neste modelo foi necessário colocar um contrapeso na extremidade sem motor, para exercer uma força contrária à do motor. Este teste revelou-se um bom ponto de partida para os testes de estabilidade da estrutura, no entanto, estava sempre limitado ao peso que lhe era aplicado na extremidade oposta ao motor. Para os 2 motores utilizou-se o modelo da Figura 65 B, no entanto, neste modelo cada um dos motores foi colocado numa extremidade, de forma a compensarem-se mutuamente.

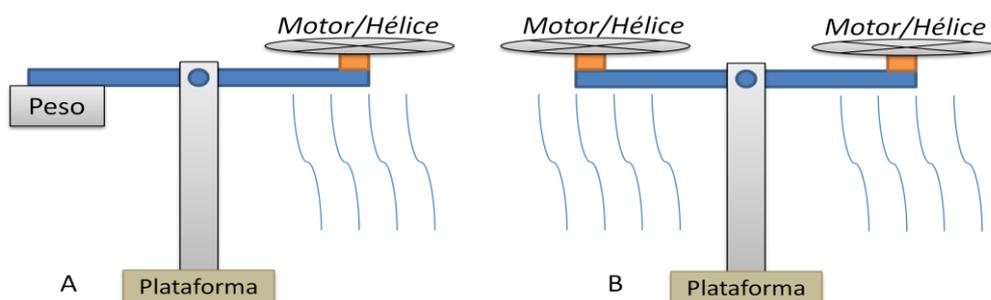


Figura 65 – Teste de estabilidade de 1 e 2 motores

5.3.1 Cálculo dos parâmetros *PID* pelo método de Ziegler-Nichols

Os parâmetros iniciais do controlador *PID* foram calculados a partir do método de Ziegler-Nichols, utilizando a plataforma de testes com 2 motores. Para a realização dos testes, efectuou-se o procedimento descrito no capítulo 4.3.1.

Após vários testes, os melhores exemplares adquiridos com a estrutura de teste pelo método, registaram-se com um ganho crítico K_{cr} de 0.33 e um período crítico P_{cr} de 1.6 s. Os resultados podem ser vistos na Figura 66, onde se pode observar uma oscilação de amplitude quase constante.

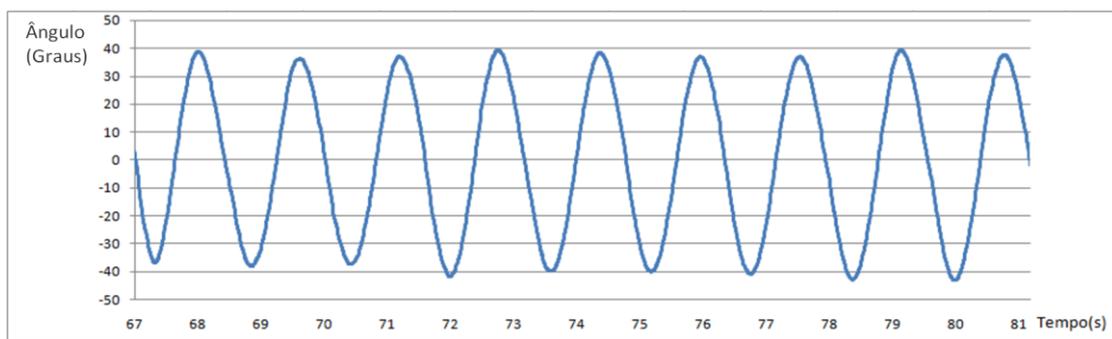


Figura 66 - Oscilação $K_c=0.33$ e $P_{cr}=1.6$ Estrutura de teste

Substituindo agora os valores de K_{cr} e P_{cr} na Tabela 7, é então possível calcular os ganhos iniciais do *PID* do sistema. Deste modo, os ganhos P, I e D obtidos são $K_p=0.20$, $K_i=0.25$ e $K_d=0.04$. O mesmo procedimento foi efectuado para a estrutura final, obtendo-se o gráfico presente na seguinte Figura 67, da qual se registou K_{cr} de 0.25 e P_{cr} de 1.5s, resultando nos ganhos $K_p=0.15$, $K_i=0.2$ e $K_d=0.03$.

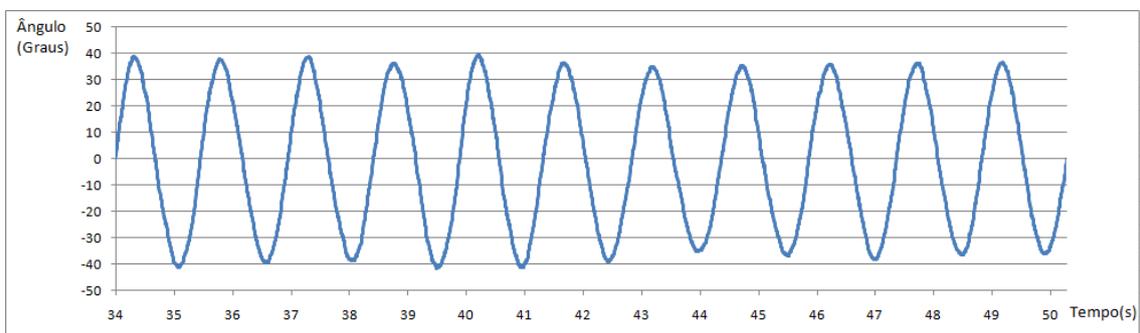


Figura 67 - Oscilação $K_c=0.25$ e $P_{cr}=1.5$ Estrutura de Final

5.3.2 Estabilidade 2 Motores

Após calculados os parâmetros do sistema, foram efectuados testes de estabilidade com 2 motores para ambas as estruturas. O controlo *PID* adoptado utiliza uma implementação diferencial, utilizando apenas um controlador para cada par de motores (1,3) ou (2,4). Inicialmente foi testado o método com 4 controladores, no entanto, sem controlo de altitude, o *QuadRotor* tendia a aumentar a sua altitude de cada vez que um controlador fazia a compensação da estabilidade. Os resultados obtidos para a estrutura de testes estão presentes na Figura 68 e Figura 69, onde é demonstrada a variação do ângulo e *PWM* dos motores ao longo do tempo. O teste consiste na aplicação de uma força externa ao *QuadRotor*, causando uma variação angular brusca, em ambos os sentidos, negativo e positivo. Por observação dos resultados obtém-se um tempo de estabilização variado entre 3 a 5s, notando que existe ainda um grande *overshoot*, que deverá ser corrigido. Os 4 picos mais acentuados representados nos gráficos seguintes, indicam o momento em que a força externa é exercida sobre o *QuadRotor*, tanto num sentido, como no sentido oposto. Os picos mais atenuados indicam a sua recuperação. Nos gráficos que descrevem o valor de *PWM* gerado, cada cor representa o valor de *PWM* num motor (azul para o motor 1, vermelho para o motor 3).

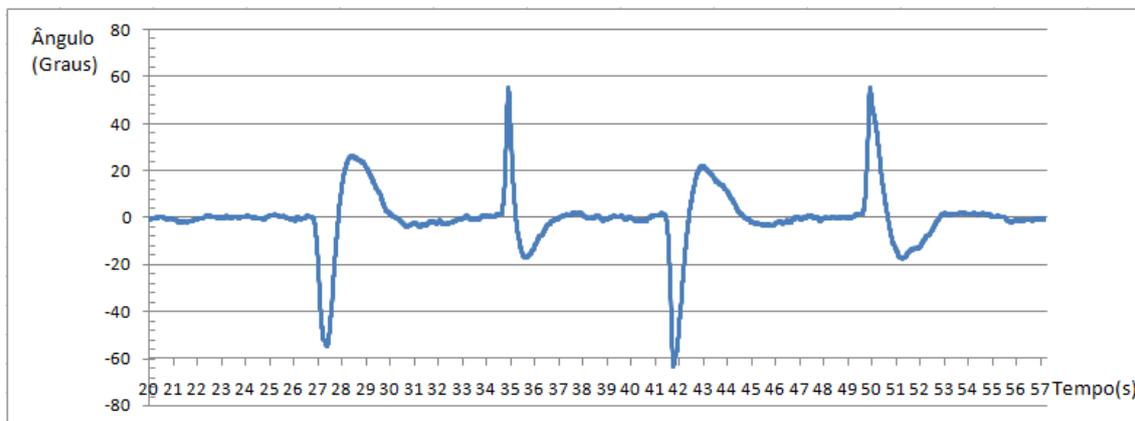


Figura 68 – Estrutura de teste: Ângulo/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols

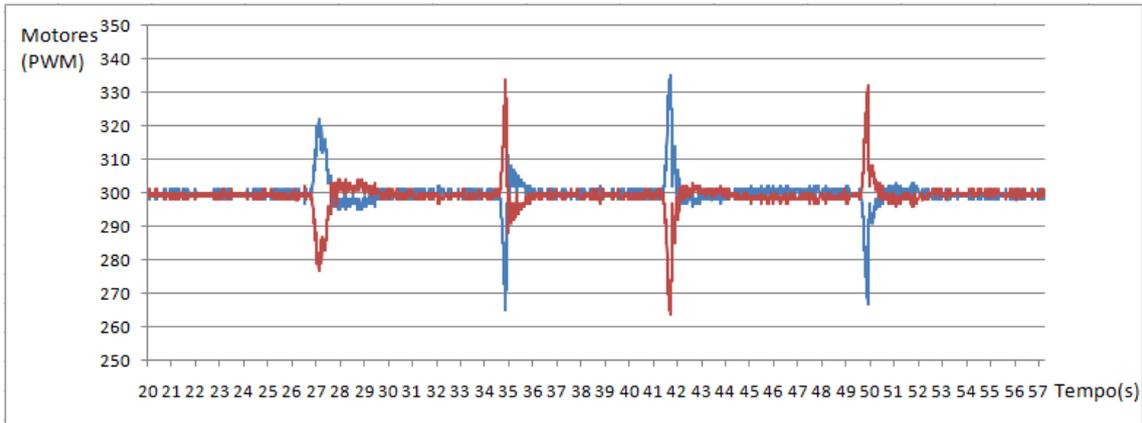


Figura 69- Estrutura de teste: PWM/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols

Do mesmo modo, foram registrados na Figura 70 e Figura 71 os resultados obtidos para a estrutura final, quer da variação angular quer do *PWM* dos actuadores. Aqui o tempo de estabelecimento varia entre 2.5 a 3.6s, possuindo ainda um determinado *overshoot* a corrigir.

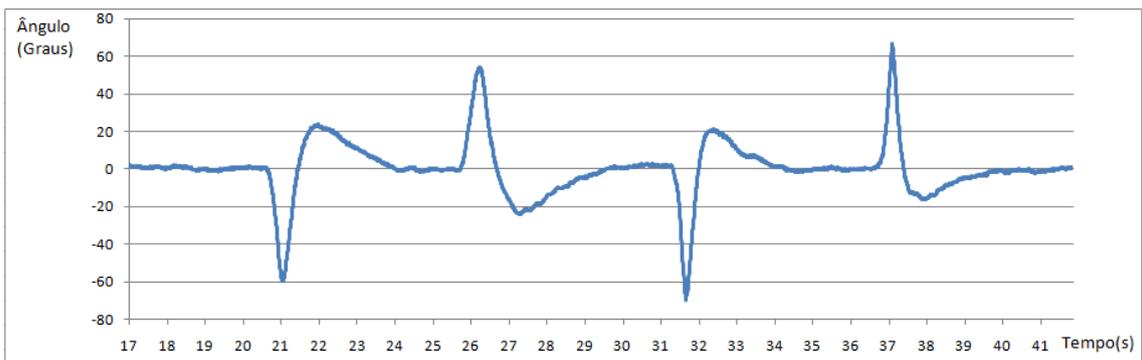


Figura 70 - Estrutura de Final: Ângulo/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols

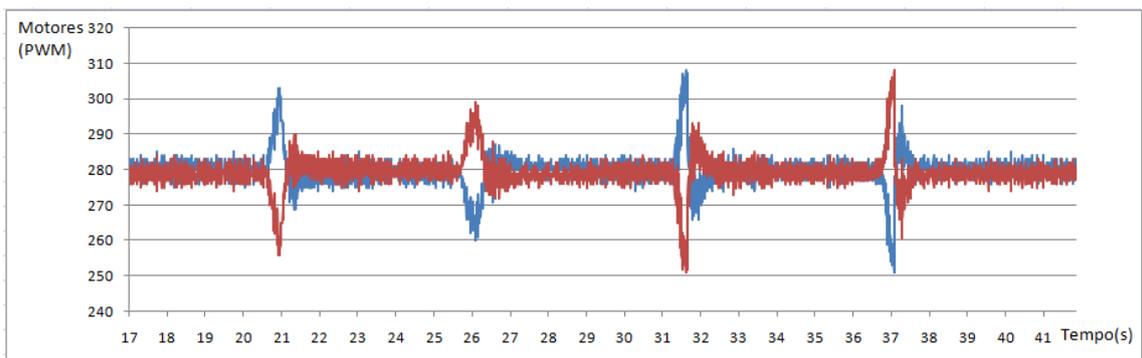


Figura 71 - Estrutura de Final: PWM/Tempo pelos ganhos de Ziegler-Nichols

Em ambas as estruturas, com os ganhos obtidos pela regra de *Ziegler-Nichols*, a resposta do controlador poderia ser melhorada. Dessa forma, os parâmetros foram ajustados manualmente, seguindo a orientação da Tabela 7. Para a estrutura de teste, obteve-se ganho de $Kp=0.3$, $Ki= 0.12$ e $Kd=0.05$. Os resultados obtidos com estes

ganhos são apresentados na Figura 72 e Figura 73, onde o tempo de estabelecimento é aproximadamente 1s, eliminando quase por completo o *overshoot*.

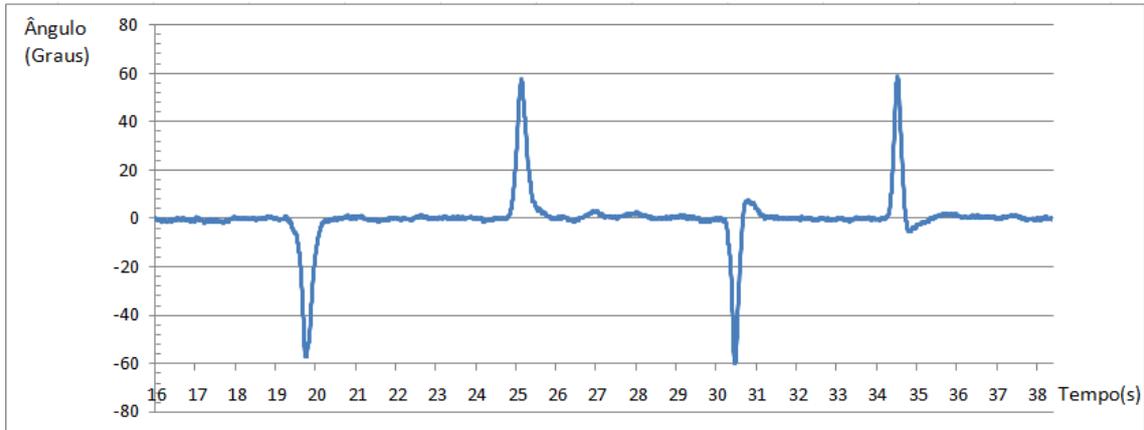


Figura 72 - Estrutura de teste: Ângulo/Tempo ganhos ajustados manualmente

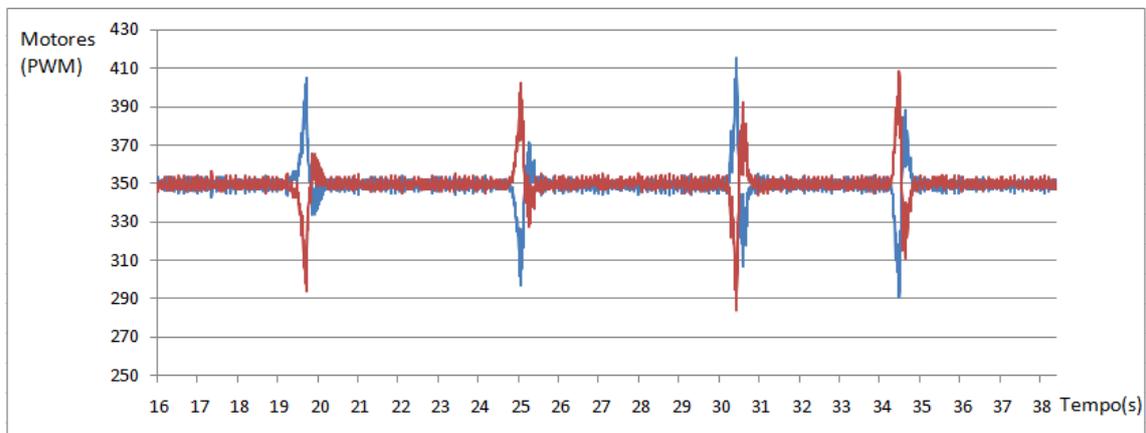


Figura 73 - Estrutura de teste: PWM/Tempo ganhos ajustados manualmente

Para a estrutura final os ganhos obtidos foram $K_p=0.34$, $K_i=0.08$ e $K_d=0.05$, e os resultados são apresentados na Figura 74 e Figura 75. Com estes ganhos é possível observar um pequeno *overshoot*, no entanto o tempo de estabelecimento é aproximadamente 0.8 s, ou seja, o tempo de estabelecimento, assim como o erro em regime permanente são inferiores ao da estrutura de teste.

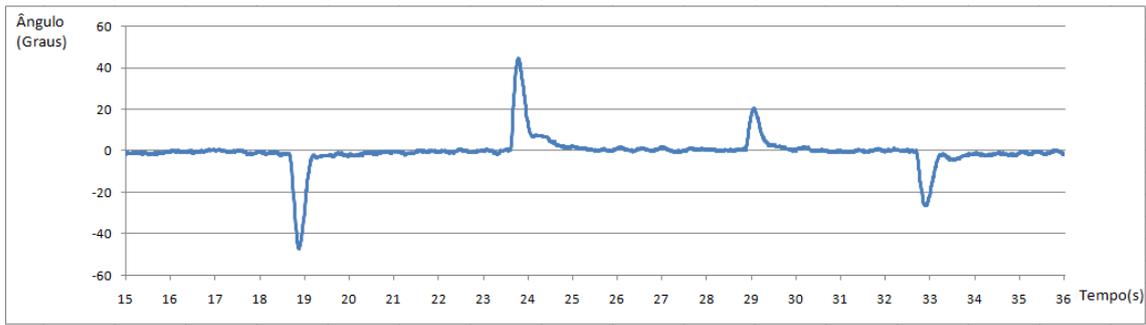


Figura 74 - Estrutura Final: Ângulo/Tempo ganhos ajustados manualmente

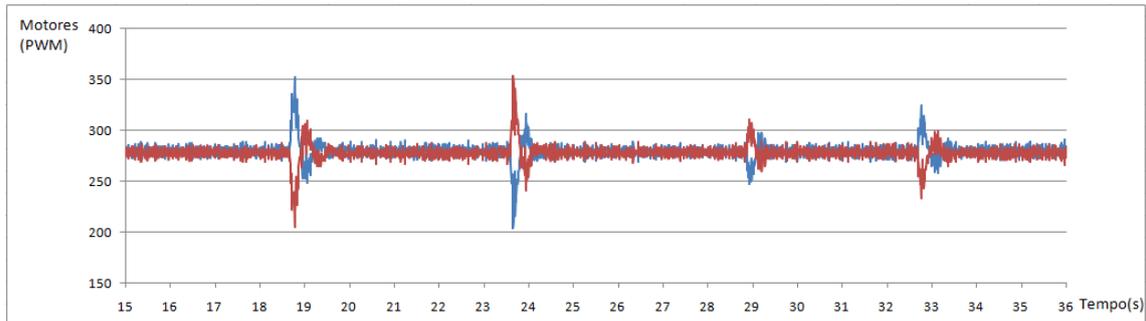


Figura 75 - Estrutura Final: PWM/Tempo ganhos ajustados manualmente

Com ambas estruturas, o veículo foi sujeito a condições de instabilidade, e em ambos os casos obteve resultados razoáveis, reagindo rapidamente para recuperar a estabilidade, mantendo-se estável com um erro em regime permanente com valor absoluto máximo de 1 grau.

5.4 Fusão sensorial e filtros

A fusão sensorial utilizou o acelerómetro, giroscópio e bússola, de modo a obter os ângulos *Yaw*, *Pitch* e *Roll*, no entanto embora seja possuída a informação de ambos os ângulos, o *Yaw* nesta fase foi ignorado. O filtro utilizado é actualizado a uma frequência de 200 Hz. Na Figura 76, é apresentada a leitura do *Pitch* e do *Roll*, azul e vermelho respectivamente, quando os sensores estão imóveis, sem qualquer movimento. Como pode ser observado, a leitura não obtêm um valor fixo, oscilando cerca de 0.5 graus.

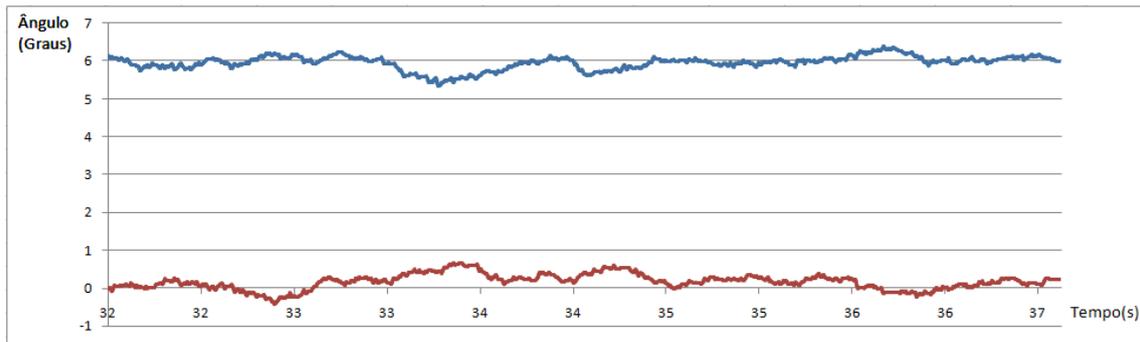


Figura 76 – Leitura do Sensor imóvel

Na Figura 77, é demonstrado um gráfico onde a azul é se encontra a atitude sem a utilização do filtro e a vermelho a atitude com a utilização do filtro. Dos 22 s até aos 34 s e dos 50 s aos 55 s, não é introduzida qualquer vibração ao sensor. Pode observar-se que o filtro possui um atraso, mas que é pouco significativo. Dos 34 s até aos 50 s é introduzida alguma vibração ao sensor e, o ruído que já existia sem a vibração, torna os resultados bastante incorrectos quando não filtrados. Utilizando o filtro, apesar de o sensor obter leituras do ângulo bastante oscilantes o ruído é eliminado quase por completo, conseguindo assim prever a orientação e mantendo uma trajectória bastante aceitável.

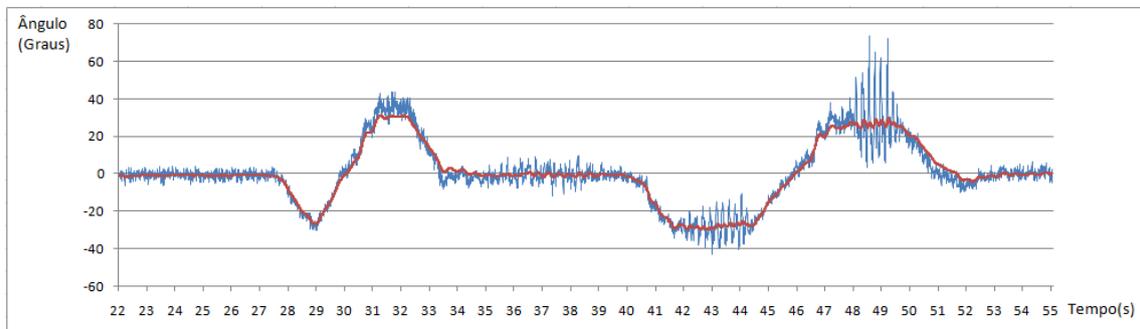


Figura 77 – Atitude c/s Filtro

5.5 Peso e Autonomia

O peso e a autonomia do *QuadRotor* são cruciais para esta dissertação. Na Tabela 11, encontra-se discriminado o peso final da estrutura, assim como peso de cada componente utilizado para a construção do *QuadRotor*.

Tabela 11 – Pesos

Estrutura	175 g
ESC	4*63 g
Hélices	4*6 g
Motores	4*74 g
Arduino	36 g
Bateria	530 g
IMU Digital Combo Board	4 g
Bússola	3 g
Sonar	11 g
Buzzer	7 g
Total	1338 g

Para determinar a autonomia do *QuadRotor*, utilizou-se inicialmente um programa chamado “xcopterCalc - *Calculator for MultiCopter*” que pode ser encontrado em [62]. Este programa possui uma precisão de $\pm 15\%$ e necessita informação sobre os motores, hélices, baterias e *ESC* utilizados, originando numa série de dados de saída. Para o peso da estrutura, 1338 g, obteve-se uma autonomia de sustentação de 17,06 min. Estes cálculos podem ser observados na Figura 78, bem como os parâmetros utilizados. Os parâmetros para o cálculo encontram-se na parte superior da figura e os dados de saída calculados encontram-se na parte inferior da figura.

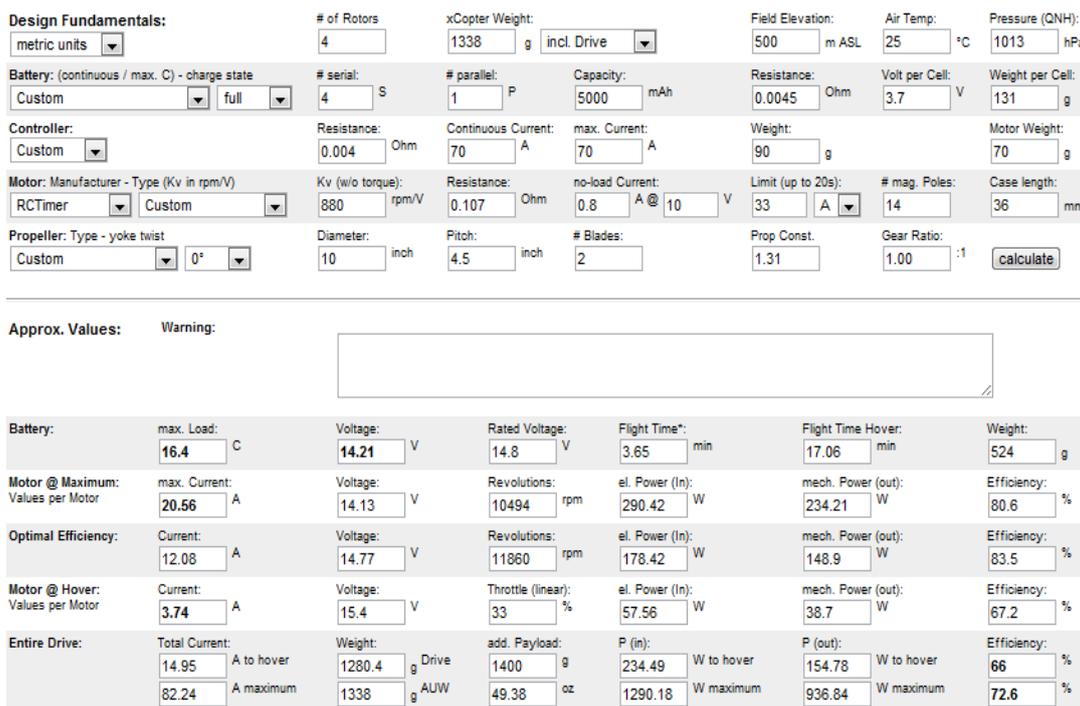


Figura 78 – Simulação com peso de 1338 g

Para o *payload* requisitado, ou seja 1838 g, os dados da simulação obtida encontram-se na Figura 79, apresentando uma autonomia de 11,88 min.

Design Fundamentals:

metric units | # of Rotors: 4 | xCopter Weight: 1838 g | incl. Drive: | Field Elevation: 500 m ASL | Air Temp: 25 °C | Pressure (QNH): 1013 hPa

Battery: (continuous / max. C) - charge state: Custom | full | # serial: 4 S | # parallel: 1 P | Capacity: 5000 mAh | Resistance: 0.0045 Ohm | Volt per Cell: 3.7 V | Weight per Cell: 131 g

Controller: Custom | Resistance: 0.004 Ohm | Continuous Current: 70 A | max. Current: 70 A | Weight: 90 g | Motor Weight: 70 g

Motor: Manufacturer - Type (Kv in rpm/V): RCTimer | Custom | Kv (w/o torque): 880 rpm/V | Resistance: 0.107 Ohm | no-load Current: 0.8 A @ 10 V | Limit (up to 20s): 33 A | # mag. Poles: 14 | Case length: 36 mm

Propeller: Type - yoke twist: Custom | 0° | Diameter: 10 inch | Pitch: 4.5 inch | # Blades: 2 | Prop Const.: 1.31 | Gear Ratio: 1.00 :1 | **calculate**

Approx. Values: **Warning:**

Battery:	max. Load:	Voltage:	Rated Voltage:	Flight Time*:	Flight Time Hover:	Weight:
	16.4 C	14.21 V	14.8 V	3.65 min	11.88 min	524 g
Motor @ Maximum:	max. Current:	Voltage:	Revolutions:	el. Power (in):	mech. Power (out):	Efficiency:
Values per Motor	20.56 A	14.13 V	10494 rpm	290.42 W	234.21 W	80.6 %
Optimal Efficiency:	Current:	Voltage:	Revolutions:	el. Power (in):	mech. Power (out):	Efficiency:
	12.08 A	14.77 V	11860 rpm	178.42 W	148.9 W	83.5 %
Motor @ Hover:	Current:	Voltage:	Throttle (linear):	el. Power (in):	mech. Power (out):	Efficiency:
Values per Motor	5.37 A	15.28 V	45 %	82.01 W	62.3 W	76 %
Entire Drive:	Total Current:	Weight:	add. Payload:	P (in):	P (out):	Efficiency:
	21.47 A to hover	1280.4 g Drive	1132 g	336.78 W to hover	249.2 W to hover	74 %
	82.24 A maximum	1838 g AUW	39.93 oz	1290.18 W maximum	936.84 W maximum	72.6 %

Figura 79 – Simulação com peso de 1838 g

Além destes resultados é ainda obtido um gráfico, apresentado na Figura 80, demonstrando a evolução das características do motor à medida que a corrente aumenta. É possível observar que a potência aumenta com a corrente assim como a temperatura e as perdas. A eficiência energética atinge o máximo de 80% a 11 A, diminuindo gradualmente à medida que a corrente aumenta.

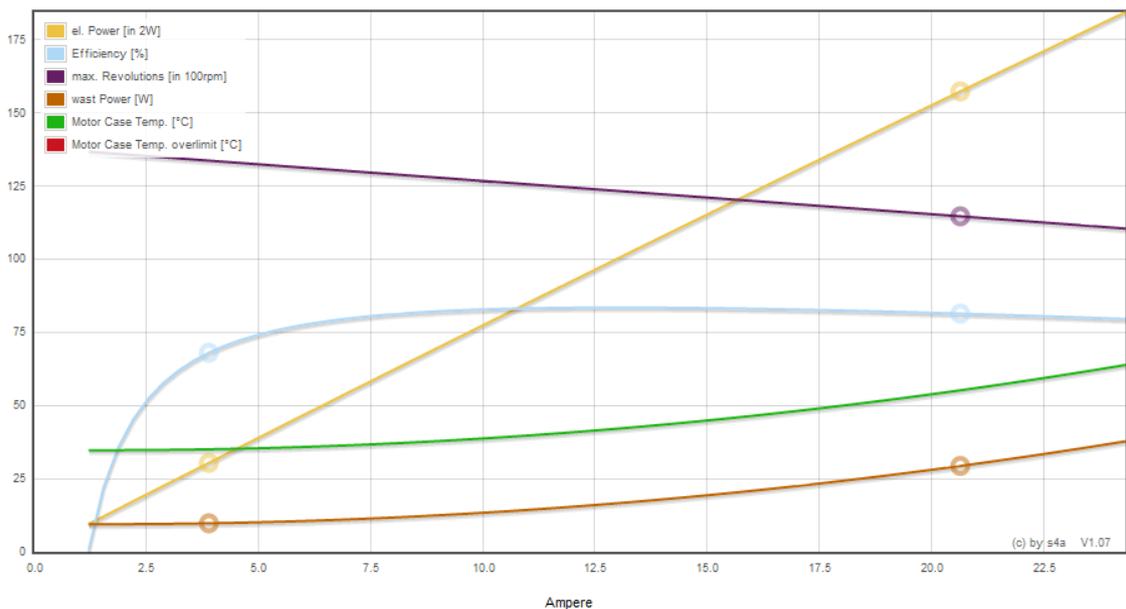


Figura 80 – Gráfico do motor obtido pelo simulador

Os testes realizados na prática não variaram muito dos obtidos pelo programa. Para um peso de 1338 g, em sustentação o *QuadRotor* consome aproximadamente 14.5 A, que no final se traduz numa autonomia aproximada de 18 min. Para o peso do *QuadRotor* mais os 500 g de *payload* em manobra de sustentação o consumo dos motores é aproximadamente de 21 A, mantendo-se no ar cerca de 13 min.

6 Discussão de resultados

Através dos resultados obtidos neste capítulo é possível fazer uma discussão sobre os aspectos importantes na realização desta dissertação.

A nível do conjunto hélices/motor, apesar do escolhido ser o mais fraco a nível de impulsão, revelou-se suficiente para satisfazer a impulsão requerida. Por outro lado como é o que possui menor consumo, obteve uma autonomia razoável, de aproximadamente 13 min para um *payload* de 500 g. Inicialmente surgiram problemas relacionados com a impulsão devido à secção e comprimento do fio da bateria utilizado. Este revelou ter uma secção reduzida (1 mm²) o que levava a um aumento da sua resistência eléctrica e conseqüentemente aumentava a queda de tensão no próprio condutor, provocando uma limitação na corrente máxima fornecida aos motores. O problema foi resolvido com o aumento da secção do fio para o dobro. Outro factor que influenciou negativamente foi o facto de apenas se possuir uma bateria e esta demorar aproximadamente 90 min para carregar na sua totalidade.

Em relação às estruturas utilizadas, apesar de ter sido comprada uma estrutura comercial, os testes realizaram-se quase todos na estrutura desenvolvida pelo autor, por possuir protecções laterais, aumentando a sua segurança. Esta como não é completamente simétrica, produz uma pequena rotação no eixo *yaw*, que não interfere significativamente no controlo, visto nesta fase apenas se procurar a estabilidade nos eixos *roll* e *pitch*. A estrutura embora seja mais pesada 500 g, revelou-se bastante mais segura e robusta, quer pelas protecções implementadas, quer pelo material em que foi desenvolvida. A estrutura comercial possuía a vantagem de ser mais leve e mais aerodinâmica, no entanto, para a realização dos testes o material mostrou-se frágil e como esta não possuía protecção para as hélices, revelou-se um pouco perigosa.

A plataforma de testes desenvolvida pelo autor foi muito importante para os testes de estabilidade, pois fixava um dos eixos permitindo fazer testes em cada um deles individualmente. Para o teste de estabilidade de apenas um ou dois motores os resultados obtidos revelaram-se bastante satisfatórios, no entanto quando utilizados os 4 motores, o controlo deparou-se com grandes dificuldades. Apesar dos motores, hélices e *ESC* serem de iguais características, para o mesmo sinal de controlo, eles apresentam pontos de funcionamento e dinâmicas divergentes. O facto dos controladores de velocidade serem actualizados a uma frequência de 50 Hz introduz alguma lentidão ao

sistema, influenciando negativamente na obtenção da estabilidade, causando um voo ligeiramente oscilante com alguma aceleração no plano horizontal.

O filtro utilizado demonstrou excelentes resultados, encontrando-se dentro dos parâmetros pretendidos. Um dos problemas que surgiu com os sensores foi a falha de comunicação I2C que se deveu aos conectores e fios utilizados para ligar o sensor ao *PCB*, e que terminavam a execução do programa em pleno voo. Para resolver este problema, o sensor foi ligado directamente à *PCB* sem qualquer fio. Com esta abordagem, foi introduzido alguma vibração que também foi corrigida com recurso a silicone, reduzindo a oscilação para um nível acessível para o filtro utilizado. Outro dos problemas é a calibração dos sensores. Como os sensores estão colocados em cima da *PCB* que por sua vez está em cima da estrutura, a medida obtida pelos sensores tem que ser corrigida para determinar os ângulos *pitch* e *roll* para os quais o *QuadRotor* se encontra em equilíbrio. De modo a controlar o ângulo *yaw*, é necessário utilizar-se a bússola digital. De acordo com o *datasheet* do dispositivo, poderia ser utilizado num ambiente com presença de um forte campo magnético sem por isso alterar os valores lidos. No entanto a simples presença de pequenos campos magnéticos, influenciaram visivelmente os valores reais.

7 Conclusões e Trabalho Futuro

As seguintes conclusões podem ser retiradas deste trabalho.

- Os objectivos propostos foram concretizados, tendo-se desenvolvido de base uma estrutura *QuadRotor* com electrónica capaz de efectuar a descolagem e manter uma estabilidade no veículo
- A autonomia é um factor primordial nestas plataformas e a bateria *LiPo* de 4 células de 5000 mAh revelou um tempo de autonomia enquadrado no pretendido nos objectivos deste trabalho
- A estrutura em alumínio criada para o desenvolvimento deste projecto, apesar do seu baixo peso, revelou ser mais pesada do que a sua concorrente comercial o que influencia tanto na estabilidade como na autonomia.
- O filtro utilizado obteve resultados satisfatórios em ambos os eixos *yaw*, *pitch* e *roll*. O atraso é mínimo e a predição é fiável eliminando a maior parte do ruído
- O controlador *PID* implementado, demonstrou simplicidade na sua implementação não necessitando do modelo do sistema, os ganhos foram calculados através do método de Ziegler-Nichols e de seguida ajustados de forma manual, obtendo resultados fiáveis
- Utilizar apenas um potenciómetro como controlo ou regulação da altitude do *QuadRotor* revelou-se uma abordagem complicada, por um lado pela dificuldade de manter o mesmo sempre com a mesma altitude, por outro lado pela dificuldade de obtenção da estabilidade horizontal

7.1 Trabalho futuro

Após os resultados obtidos nesta dissertação e com base nos problemas encontrados, sugere-se como trabalho futuro:

- A substituição dos controladores de velocidade de forma a obter uma taxa de actualização superior a 50 Hz
- A substituição da estrutura desenvolvida por uma em fibra de carbono com algumas protecções de modo a obter uma estrutura mais leve, robusta e segura
- Utilização dum módulo *Xbee*, de forma a poder controlar o veículo à distância, equipado com uma câmara de vídeo para as mais diversas operações

- Utilização de um altímetro para controlar a altitude do *QuadRotor*
- A introdução de um módulo *GPS* de forma a poder utilizar o veículo de forma georreferenciada

Bibliografia

1. *Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor*. **Raza, S. A. and Gueaieb, W.** s.l. : IN-TECH, 2010. In Motion Control. pp. 245-264.
2. *The Breguet-Richet Quad-Rotor Helicopter of 1907*. **Leishman, J.G.** 2002.
3. *A History of Helicopter Flight*. **Leishman, J. G.** s.l. : University of Maryland, 2000.
4. *The American Helicopter, An Overview Helicopter Developments in America*. **Hirschberg, M. J.** 2000.
5. **Munson, K.** *Helicopters and other rotorcraft since 1907*. s.l. : Blandford P, 1973.
6. Parrot AR Drone. [Online] Parrot SA, Junho 2011. <http://ardrone.parrot.com/parrot-ar-drone/en>.
7. About Parrot. [Online] Parrot SA, Junho 2011. <http://www.parrot.com/usa/aboutparrot>.
8. AR Drone Technologies:A technological first. [Online] Parrot SA, Junho 2011. <http://ardrone.parrot.com/parrot-ar-drone/usa/technologies>.
9. DraganFlyer. [Online] Draganfly Innovations Inc, Junho 2011. <http://www.draganfly.com/>.
10. DraganFlyerX4. [Online] Draganfly Innovations Inc, Junho 2011. <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x4/index.php>.
11. DraganFlyerX8. [Online] Draganfly Innovations Inc, Junho 2011. <http://www.draganfly.com/uav-helicopter/draganflyer-x8/index.php>.
12. *Modeling and control of a Quad-Rotor Robot*. **Pounds, P., Mahon, R. and Corke, P.** Canberra : Australian National University, 2006.
13. *Towards Dynamically-Favourable Quad-Rotor Aerial Robots*. **Pounds, P., Mahony, R. and Gresham, J.** Canberra : Australian National University, 2004.
14. *Design and control of an indoor Micro Quadrotor*. **Bouabdallah, S, Murrieri, P. and Siegwart, R.** New Orleans, LA : International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings of the 2004 IEEE .

15. *PID vs LQ Control Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor.* **Bouabdallah, S., Noth, A. and Siegwart, R.** Lausanne, Switzerland : Autonomous Systems Laboratory, Swiss Federal Institute of Technology.
16. **Bouabdallah, S.** *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying.* Lausanne : ÉCOLE POLYTECHNIQUE FÉDÉRALE DE LAUSANNE, 2007. THÈSE NO 3727.
17. *THE STANFORD TESTBED OF AUTONOMOUS ROTORCRAFT FOR MULTI AGENT CONTROL (STARMAC).* **Hofmann, G., Rajnarqan, D. G. and Waslander, S. L.** Stanford : IEEE, 2004. Vol. vol. 2, pp. pp. 12.E.4–121–10.
18. *Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control:Theory and Experiment.* **Hoffmann, G., Huang, H., Waslander, S., Tom, C. J.** s.l. : Proceedings of 45th IEEE Internacional Conference on Decision and Control, 2006, pp. pp. 1515–1520.
19. *Multi-Agent Quadrotor Testbed Control Design:Integral Sliding Mode vs. Reinforcement Learning.* **Waslander, S. L., Jang, J. S. and Tomlin, C. J.** s.l. : Proceedings of IEEE, 2005. Internacional Conference on Intelligent Robots and Systems. pp. pp. 3712–3717.
20. **Quentin Lindsey, Daniel Mellinger, and Vijay Kumar.** Construction with Quadrotor Teams. *Youtube.* [Online] Janeiro 2011. http://www.youtube.com/watch?v=W18Z3UnnS_0.
21. **Quentin Lindsey, Daniel Mellinger, Vijay Kumar.** *Construction of Cubic Structures with Quadrotor Teams.* Mechanical Engineering and Applied Mathematics, University of Pennsylvania. Philadelphia : s.n., 2011.
22. **Mark Müller, Sergei Lupashin and Raffaello D'Andrea.** Quadrocopter Ball Juggling, ETH Zurich. *Youtube.* [Online] Março 2011. <http://www.youtube.com/watch?v=3CR5y8qZf0Y>.
23. ETH Zurich. [Online] Março 2011. <http://www.idsc.ethz.ch/people/staff/lupashin-s>.
24. Infrastructure of the Flying Machine Arena. [Online] Março 2011. http://www.idsc.ethz.ch/Research_DAndrea/FMA/infrastructure.

25. QuadCopter U4: Aplicações. [Online] UAVision Aeronautics, Junho 2011. http://www.uavision.com/index.php?option=com_content&view=article&id=58&Itemid=34&lang=pt.
26. **Trindade, Rafael.** *Estudo de maquinas electricas não convencionais: Motor Brushless DC.* Sistemas de Energia e automação, Universidade de São Paulo. 2009.
27. **Yedamale, Padmaraja.** *Brushless DC (BLDC) Motor Fundamentals.* s.l. : Microchip Technology Inc., 2003. AN885.
28. Globe Motor experts in motion control. s.l. : Globe Motor, Vols. EN-10, p. 39.
29. **Silva, G.** *Desenvolvimento e Controlo de um Veículo Autónomo Aéreo Quadrotor.* Laboratório de Sistemas Autónomos, Instituto Superior de Engenharia do Porto. Porto : s.n., 2009. Tese de Mestrado.
30. **Latorre, Eva Saadé.** *Propulsion system optimization for an unmanned lightweight quadrotor.* Aerospace Science & Technology, Universitat Politecnica de Catalunya. Spain : s.n., 2011. Master thesis.
31. RCBook. [Online] <http://www.rc-book.com>.
32. **Corporation, Atmel.** *AVR194: Brushless DC Motor Control using ATmega32M1.* Application note.
33. **RODRIGUES, JOSÉ.** *AEROMODELISMO teórico e prático.* s.l. : SERVIÇO DE PUBLICAÇÕES DA MOCIDADE PORTUGUESA, 1964.
34. **McCormick, W. Barnes and W.** *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics.* s.l. : New York: Wiley 2nd editon, 1995.
35. 2836/9 880KV 40cm cable. *Aeronautik Hobby.* [Online] Maio 2011. <http://aeronautikhobby.com/2836/9-880KV-40cm-cable>.
36. Arduino. [Online] Maio 2011. <http://arduino.cc/en/>.
37. Processing. [Online] Maio 2011. <http://processing.org/>.
38. Understanding RC LiPo Batteries. *RC helicopters.* [Online] Agosto 2011. <http://www.rchelicoptertfun.com/rc-lipo-batteries.html>.
39. **DEVICES, ANALOG.** *Digital Accelerometer ADXL345.* Norwood U.S.A, 2009.

40. A problem with sensors. *The Open university*. [Online] Agosto 2011. <http://openlearn.open.ac.uk/mod/oucontent/view.php?id=397841§ion=6>.
41. **Roetenberg, Daniel**. *Inertial and Magnetic Sensing of Human Motion*. Universiteit Twente. 2006.
42. **Groves, Paul D**. *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems*. London : ARTECH HOUSE, 2008.
43. Starlino. *Starlino Guide*. [Online] Maio 2011. http://www.starlino.com/imu_guide.html.
44. **Oliveira, Edmar and Silva, Flávio**. *DISPOSITIVO INERCIAL BASEADO EM GIROSCÓPIO*. Universidade do Vale do Paraíba. XII Encontro Latino Americano de Iniciação Científica e VIII Encontro Latino Americano de Pós-Graduação.
45. **Inc, InvenSense**. *ITG-3200. Revision 1.4* U.S.A, Março 2010. Product Specification.
46. **Forhan, Neisy**. *GIROSCOPIOS MEMS*. Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais. Brasi : s.n., 2010. INPE-16671-RPQ/848.
47. **Inc, Honeywell International**. *3-Axis Digital Compass IC* . Plymouth, Março 2011. datasheet.
48. **Honeywell**. *Magnetic sensor products*. Plymouth USA.
49. Sparkfun Electronics. [Online] Junho 2011. <http://www.sparkfun.com/>.
50. **basic**. *Using I2C with Devantech Ultrasonic Range Finders. AN-208* 2005. Application note.
51. Devantech SRF08 UltraSonic Ranger. [Online] Agosto 2011. <http://www.jk-sensor.com/UserFiles/File/ultrasonic/srf08.pdf>.
52. **Costa, S**. *Controlo e Simulação de um Quadrirotor Convencional*. Engenharia Aeroespacial, Instituto Superior Tecnico. Lisboa : s.n., 2008.
53. **STMicroelectronic**. *Tilt measurement using a low-g 3-axis accelerometer. AN3182* Abril 2010. Application Note.

54. **Devices, Analog.** *Using an Accelerometer for Inclination Sensing* . AN-1057 U.S.A, 2010. Application Note.
55. **Kionix.** *Tilt-Sensing with Kionix MEMS Accelerometers.* AN 005 Ithaca, NY, Novembro 2007. Application Note.
56. **Microelectronics, ST.** *Using LSM303DLH for a tilt compensated electronic compass.* AN3192 Agosto 2010. Application Note.
57. **MEMSIC.** *Electronic Tilt Compensation.* AN-00MM-004 Março 2008. Application Note.
58. **Madgwick, Sebastian O.H.** *An efficient orientation inertial/magnetic sensor arrays.* 2010.
59. **Varesano, Fabio.** *Using Arduino for Tangible Human Computer Interaction.* Dipartimento di Informatica, Università degli Studi di Torino. 2011.
60. **Gois, Pedro.** *Desenvolvimento de uma plataforma experimental para múltiplos veículos robóticos autônomos.* Engenharia electrónica, IST. Lisboa : s.n., 2011.
61. **Ogata, Katsuhiko.** *Modern Control Engineering.* s.l. : Prentice Hall, 2002. 4th Edition.
62. ECALC. *xcopterCalc - Calculator for MultiCopter.* [Online] Março 2011. http://www.ecalc.ch/xcoptercalc_e.htm.